

А. Б. КАЛИНОВСКИЙ и Н. З. ПИНУС

АЭРОЛОГИЯ

Часть I

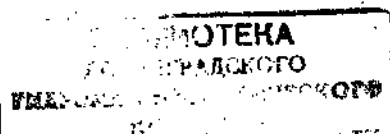
МЕТОДЫ АЭРОЛОГИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ

*Допущено
Министерством высшего
и среднего специального образования СССР
в качестве учебника
для гидрометеорологических вузов
и университетов*



ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО

Ленинград - 1961



АННОТАЦИЯ

В книге дано систематическое изложение методов аэрологических измерений, а также описание приборов и технических средств, применяемых для экспериментального исследования свободной атмосферы.

Книга предназначена в качестве учебника для студентов гидрометеорологических институтов и других высших учебных заведений. Она может быть использована в практической работе инженерами и научными работниками гидрометеорологических учреждений.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Предлагаемая читателю книга написана в соответствии с программой первой части курса аэрологии для гидрометеорологических институтов и университетов. В ней систематически изложены вопросы теории методов аэрологических измерений, рассмотрены погрешности измерений, а также дано описание приборов и установок, применяемых для экспериментальных исследований свободной атмосферы до больших высот.

Особое внимание уделено рассмотрению новых методов исследования, нашедших широкое применение в аэрологии в последние годы, в частности применению радиотехнических средств и ракетному зондированию высоких слоев атмосферы.

При написании книги учтены опыт чтения курса лекций по аэрологии в Ленинградском гидрометеорологическом институте и критические замечания и пожелания, присланные авторам на их книгу, изданную в 1951 г.

А. Б. Калиновским написаны введение, главы I (раздел А), II, III (раздел Б) и V; Н. З. Пинусом — главы I (раздел Б и В), III (раздел А), IV, VI, VII и IX. Глава VIII написана Н. З. Пинусом и С. М. Шметером.

Авторы приносят глубокую благодарность М. Н. Изакову, Л. Г. Качурину, Г. А. Кокину, В. В. Костареву, М. В. Кречмеру и В. Д. Решетову, давшим ряд ценных советов при подготовке рукописи к печати.

Авторы также выражают признательность редакторам В. Д. Степаненко и Г. М. Забродскому, взявшим на себя труд редактирования книги и оказавшим авторам помощь при окончательной подготовке книги к изданию.

ВВЕДЕНИЕ

§ 1. Предмет и задачи аэрологических измерений

Аэрологические измерения представляют собой часть одной из самостоятельных метеорологических дисциплин — аэрологии. Аэрологией называется наука, занимающаяся изучением физических явлений и процессов, происходящих в свободной атмосфере, т. е. в тех ее слоях, где не сказывается непосредственное влияние подстилающей поверхности земли. Аэрология изучает состав и строение атмосферы до больших высот, температурный режим и воздушные течения на различных высотах, облака, связь между процессами в тропосфере и более высоких слоях и др.

Целью аэрологических измерений является получение физических величин, характеризующих состояние атмосферы на различных высотах. Посредством обобщения и анализа результатов аэрологических измерений устанавливаются связи и физические закономерности явлений и процессов в свободной атмосфере и находятся причины их возникновения и развития.

Результаты аэрологических измерений широко используются прежде всего службой погоды для составления аэрологических, или высотных, карт. Развитие методов аэрологических измерений и изучение процессов, происходящих в свободной атмосфере, являются одним из важных условий успехов синоптической метеорологии.

Значение аэрологических измерений в службе погоды определяет их роль в удовлетворении запросов различных областей народного хозяйства. Особенно широко результаты этих измерений используются в авиации. Распределение ветра и температуры с высотой, высота и мощность облачных слоев, турбулентность атмосферы, вероятность и степень обледенения самолета — все это имеет большое значение для успешного и безопасного проведения полетов.

Для аэрологических измерений используются новейшие достижения физики, приборостроения, радиотехники, радиолокации, авиационной и ракетной техники и т. д.

При изучении свободной атмосферы применяют различные методы и приборы. Наряду с непосредственными измерениями исследования физических свойств высоких слоев атмосферы производятся путем наблюдений над оптическими явлениями (яркостью сумеречного неба, метеорами, полярными сияниями), распространением звуковых волн и радиоволн.

Наиболее распространенные систематические аэрологические измерения имеют целью определение важнейших физических характеристик свободной атмосферы в разных географических пунктах. Этими характеристиками являются прежде всего основные метеорологические элементы: ветер, давление, температура и влажность воздуха, высота облаков. Измерение их, так же как и других физических характеристик свободной атмосферы, оказывается более сложным по сравнению с подобными измерениями у земной поверхности.

§ 2. Методы аэрологических измерений

Методы аэрологических исследований различаются по объекту изучения и по применяемым для этого средствам.

Основными и наиболее употребительными для исследования свободной атмосферы являются методы, в которых измерения производятся с помощью приборов, поднимаемых на летательных аппаратах тяжелее или легче воздуха (аэростатах и самолетах). При этом некоторые приборы (метеорографы) при полете автоматически регистрируют изменение метеорологических элементов с высотой. Наряду с этим применяют методы, в которых результаты измерений поднимающихся приборов регистрируются наблюдателем или специальным устройством, находящимся у земли. Таковы: 1) метод шаропилотных наблюдений, когда положение шара-пилота при его полете определяется с помощью теодолитов, и метод радиоветровых наблюдений, когда наблюдения над шаром проводятся с помощью радиолокатора или радиотеодолита; 2) метод радиозондов, когда результаты измерений давления, температуры и влажности воздуха передаются прибором по радио и регистрируются у земли специальными радиоприемными устройствами.

В повседневной практике аэрологических измерений наибольшее применение находят именно эти последние методы с регистрацией результатов измерений у земли.

В настоящее время исследование воздушных течений в свободной атмосфере производится главным образом методами шаропилотных, радиопилотных и радиотеодолитных наблюдений. Для измерения давления, температуры и влажности на различных высотах применяют преимущественно радиозонд, поднимаемый на шаре, наполненном водородом, а также метеорограф, поднимаемый на самолете. Радиозондовые измере-

ния обычно проводятся совместно с радиоветровыми наблюдениями.

Границы облачных слоев исследуются посредством шаропилотных наблюдений, радиоветровых зондирований, с помощью прожекторов, а также при зондированиях на аэростатах и самолетах.

Изучение микроструктуры облаков, турбулентности атмосферы и обледенения производится на специально оборудованных самолетах. При изучении облаков и осадков все шире находят применение методы радиолокационного зондирования атмосферы.

В последние годы для исследования стратосферы и более высоких слоев атмосферы используются метеорологические ракеты, снабженные специальной аппаратурой.

С запуском 4/X 1957 г. в СССР первого в мире искусственного спутника Земли наука получила новое мощное средство для широкого изучения верхних слоев атмосферы.

§ 3. Основные этапы развития аэрологических измерений

1. Возникновение аэрологических измерений. Исследования свободной атмосферы привлекали внимание ученых начиная с середины XVIII в. На важность этих исследований указал основоположник русской науки М. В. Ломоносов, идеи которого уже тогда определили значение изучения атмосферы.

Возникшие в XVII в. и получившие развитие в XVIII в. высокогорные метеорологические наблюдения не могли характеризовать условия свободной атмосферы, хотя и дали некоторое представление об изменении метеорологических элементов с высотой. Задачу изучения свободной атмосферы можно было разрешить только применением летательных аппаратов. 4/II 1754 г. на конференции Академии наук М. В. Ломоносов выступил с сообщением о своих работах по созданию машины, предназначенной для поднятия в верхние слои атмосферы различных метеорологических приборов. Эта «аэродромическая машина» с двумя винтами, вращающимися в разные стороны, представляла небольшую модель вертолета. Однако применить свое изобретение М. В. Ломоносову не удалось.

Начало изучения свободной атмосферы связано с возникновением воздухоплавания.

В 1783 г. французский физик Шарль поднялся на воздушном шаре, наполненном водородом, при этом для измерения давления и температуры воздуха он впервые использовал на аэростате барометр и термометр.

Изобретение аэростата дало возможность начать изучение свободной атмосферы, но в первых полетах наблюдения произ-

водились попутно, методика измерений была несовершенной и результаты оказывались незначительными.

Первый полет специально с научной целью был проведен в 1784 г. канадским физиком Джефрисом и французским аэронавтом Бланшаром, поднявшимися на аэростате в Лондоне. В России успешный полет с исследовательскими задачами совершил академик Я. Д. Захаров 30/VI 1804 г. В этом полете исследования были проведены по программе, более широкой, чем в предшествующих полетах. Кроме измерений давления и температуры воздуха, изучался его состав, а также производились наблюдения над акустическими, электрическими и магнитными явлениями, солнечной радиацией и др. Аэростат достиг высоты около 2600 м. Наблюдениями было установлено понижение температуры от $23,8^{\circ}$ у земной поверхности до $5,6^{\circ}$ на максимальной высоте. Все проведенные исследования представляли большую научную ценность.

После полета Я. Д. Захарова были осуществлены научные подъемы во Франции с участием физиков Гей-Люссака и Био, обнаруживших важный для методики измерений температуры факт нагревания термометра под действием солнечной радиации.

Вопросы воздухоплавания и его применения к научным исследованиям атмосферы в России давно привлекали внимание передовых кругов русской общественности. В 1818 г. прогрессивный общественный деятель В. Н. Каразин поднял вопрос о производстве опытов с подъемами привязного шара для изучения верхних слоев атмосферы. Еще ранее, в 1806 г., в первой русской кругосветной экспедиции под руководством И. Ф. Крузенштерна для наблюдений над ветром в свободной атмосфере были выпущены небольшие шары, наполненные нагретым воздухом. Такие наблюдения привели впоследствии к возникновению метода шаров-пилотов.

После некоторого перерыва исследования с помощью аэростатов были вновь начаты в 50-х годах XIX в. При этом полеты проводились более систематично. Исследователи ставили задачу достижения больших высот и улучшения методики измерений.

В России исследования с помощью аэростатов были продолжены с 1867 г. М. А. Рыкачевым.

Большое влияние на развитие исследований свободной атмосферы оказала деятельность Д. И. Менделеева. В 1870 г. он писал: «Наши метеорологические выводы останутся суждениями краба, ползающего по дну морскому и здесь решающего вопросы морских бурь и изменений... Там (наверху) лаборатория погоды, там образуются облака, там они движутся, и там редко помещаются измерительные приборы. Придет время, когда аэростат делается таким же постоянным орудием метеоролога».

каким ныне стал барометр». Теперь это научное предвидение Менделеева блестяще оправдалось — аэрологические измерения стали систематическими и большая часть их связана с применением аэростатов того или иного типа (шар-пилот, шар-зонд, свободный и привязной аэростаты).

В 1852—1866 гг. проводились полеты на аэростатах Уэлшем и Глешером в Англии. В одном из этих полетов была достигнута высота 8840 м, дальнейший подъем чуть не стоил жизни Глешеру и его спутнику Коксвеллу. В связи с этим еще в 1875 г. Д. И. Менделеев писал, что на аэростатах можно подняться выше, чем поднимались до сих пор. Для этой цели необходимо «...замкнутое со всех сторон помещение, в котором наблюдатель будет и на высотах оставаться в безопасности и управлять подъемом и спусканием шара и между тем изучать условия верхних слоев атмосферы». Таким образом, Д. И. Менделеев выдвинул идею стратостата, предложив снабдить аэростат герметичной гондолой.

Сотрудники созданного в 1880 г. воздухоплавательного отдела Русского технического общества при участии М. А. Рыкачева организовали проведение полетов для изучения свободной атмосферы. В работе этого отдела активную деятельность проявил М. М. Поморцев — один из пионеров русской аэрологии, под руководством и при участии которого были проведены длительные и систематические исследования на аэростатах. Результаты первых 40 полетов были им обработаны и опубликованы в 1891 г., а в 1897 г. появилась его вторая работа в виде научного отчета о 80 полетах с рядом оригинальных обобщающих выводов.

М. М. Поморцев был в то же время выдающимся конструктором и создал ряд метеорологических приборов. Он предложил также использовать теодолит для наблюдений за перемещением облаков, поставил задачу и дал решение по экспериментальной проверке барометрической формулы, применив оригинальный способ определения высоты аэростата измерением угловых диаметров шара микрометренным окуляром теодолита. Особо интересен впервые проведенный им анализ аэрологического материала в связи с синоптическими условиями. Он же в 1889 г. написал первый русский учебник по синоптической метеорологии.

Кроме М. М. Поморцева, в отдельных полетах на аэростатах принимали участие С. И. Савинов, В. В. Кузнецов и др.

В 90-х годах XIX в. серию аэрологических подъемов на аэростатах в Германии организовали и провели Ассман, Берсон и Зюринг; подробные отчеты о полетах и результатах наблюдений были опубликованы в 1901 и 1902 гг.

При проведении наблюдений на аэростатах основные затруднения возникали при измерении температуры. Обнаруженное влияние солнечной радиации на показания термометра устра-

няли путем искусственной вентиляции шарика термометра. Русские ученые М. А. Рыкачев и М. М. Поморцев с успехом применяли термометр-пращ. Уэлш пользовался в своих наблюдениях аспирационным термометром, а Ассман — вентиляционным психрометром.

2. Применение летательных аппаратов с самопишущими приборами. Следующим этапом в развитии аэрологических измерений, начало которого относится к концу XIX в., явилось применение для исследования атмосферы летательных аппаратов с приборами, автоматически регистрирующими изменение метеорологических элементов с высотой.

Этой цели служило введение в практику аэрологических измерений метода шаров-зондов и подъемов на воздушных змеях и привязных аэростатах. Применение этих удобных и дешевых методов позволило производить систематическое зондирование атмосферы в ряде пунктов, не прибегая к столь сложному и дорогому средству, как свободные аэростаты, подъемы которых не могли обеспечить регулярность исследования.

Метод шаров-зондов возник и получил развитие на основе полетов на свободных аэростатах. Вначале были организованы выпуски небольших аэростатов без экипажа, снабженных самопишущим прибором (баротермографом). Затем были разработаны специальные шары для подъема легких приборов. Опыты по подъему таких шаров-зондов впервые начали производить Эрмит и Безансон в 1892 г. во Франции. Первоначально для этой цели использовались матерчатые или бумажные оболочки различных размеров, диаметром от нескольких метров до нескольких десятков метров. Наполнялись они преимущественно водородом.

Первый подъем шара-зонда в России состоялся в 1896 г. под Петербургом в Воздухоплавательной школе. Этот шар-зонд представлял собой аэростат объемом 250 м³. Систематические подъемы шаров-зондов были организованы в 1901 г. Главной физической обсерваторией в Павловске.

Распространению метода шаров-зондов способствовало появление резиновых оболочек, предложенных Ассманом в 1901 г. Применение их упростило технику подъемов и увеличило высоту зондирования.

Метод шаров-зондов позволил Тейссеран де Бору (Франция) в 1902 г. открыть стратосферу.

В конце XIX в. появился метод шаропилотных наблюдений для исследования ветра в свободной атмосфере. Однако широкое его применение оказалось возможным также только с появлением резиновых оболочек, т. е. в начале XX в. В этот же период началось использование привязных аэростатов.

Первые опыты по применению воздушных змеев для исследования атмосферы относятся к середине XVIII в. Так, в 1749 г.

Уильсон и Сельвиль (Англия) подняли на воздушном змее минимальный термометр; с 1752 г. В. Франклин (Америка) начал производить с помощью воздушного змея наблюдения над грозным электричеством. Однако более или менее систематические змейковые наблюдения с легкими самописцами (термографами, барографами и термобарографами) начались лишь в конце XIX в. В 1894 г. под руководством Роча были организованы змейковые наблюдения в США, в 1896 г. Тейссеран де Бор начал подъемы змеев во Франции, а в 1897 г. Хергезелль и Кеппен — в Германии.

Первые аэрологические измерения при помощи воздушных змеев начались в России в 1897 г. Эти подъемы также были организованы в Павловске с целью определения высоты облаков. Вскоре здесь же на воздушных змеях начали поднимать метеорологические приборы. С 1899 г. змейковые подъемы стали основным средством аэрологических измерений.

Разработкой метода змейковых зондирований занимался В. В. Кузнецов. С его именем связан начальный период отечественной аэрологии и создание первых аэрологических приборов, долгое время применявшихся в России. К числу этих приборов относится аэрологический теодолит, нефоскоп, змейковый и зондовый метеорографы, измеритель порывистости и др. Кроме того, для подъема метеорографов В. В. Кузнецов предложил конструкцию змея полуцилиндрической формы, обладающего хорошими летными качествами. В 1902 г. под руководством В. В. Кузнецова было создано змейковое отделение в Павловском филиале Главной физической обсерватории, впоследствии (1912 г.) преобразованное в Аэрологическую обсерваторию.

Организованная в 1896 г. для объединения и координации аэрологических исследований Международная аэрологическая комиссия установила международные дни для повсеместных одновременных наблюдений. Эти наблюдения имели большое значение для расширения представления о строении атмосферы. М. А. Рыкачев, М. М. Поморцев и В. В. Кузнецов принимали активное участие в этих международных исследованиях и были организаторами многочисленных наблюдений в разных пунктах России.

Аэрологические наблюдения с помощью змейковых и зондовых подъемов в первые же годы XX в. стали производиться в Казани, в Аэродинамическом институте в Кучине (близ Москвы), в Екатеринбургской, Тифлисской, Иркутской обсерваториях и некоторых других пунктах. Местные обсерватории принимали участие и в международных аэрологических наблюдениях. Однако регулярные зондирования производились только в Павловске, где была сосредоточена работа по методике аэрологических измерений и обобщению полученных результатов.

Отечественной аэрологией были достигнуты существенные успехи. Были разработаны основные методы аэрологических исследований (с помощью аэростатов, шаров-зондов, змеев и шаров-пилотов), созданы отечественные приборы, организованы систематические и эпизодические измерения. Изучение результатов измерений дало возможность получить первые сведения о температурном режиме нижнего слоя свободной атмосферы, среднем распределении температуры на различных высотах и высоте нижней границы стратосферы для некоторых пунктов. Были продолжены работы по изучению результатов зондирования с синоптической точки зрения.

Развитию аэрологии большое внимание уделялось также и за границей.

Великая Октябрьская социалистическая революция создала необходимые предпосылки и материальные возможности для подлинного расцвета науки и техники, в частности и для развития аэрологии в СССР.

В связи с важными практическими задачами, стоявшими перед советской метеорологией, в 1921 г. В. И. Ленин подписал декрет Совета Народных Комиссаров РСФСР «Об организации метеорологической службы в РСФСР», определявший задачи метеорологической службы в обслуживании народного хозяйства страны. В соответствии с этим условия и размах работы в области метеорологии в корне изменились.

Первые успехи советской аэрологии связаны с деятельностью Павловской аэрологической обсерватории. В это же время работы в области аэрологии ведутся и в Москве, где в 1920 г. в составе Государственного научно-исследовательского геофизического института была организована Московская аэрологическая обсерватория.

Выдающуюся роль в развитии исследований свободной атмосферы сыграл крупнейший советский аэролог, руководитель Павловской обсерватории П. А. Молчанов. Он сочетал в себе способности изобретателя-конструктора и крупного ученого в области физики свободной атмосферы.

Павловская обсерватория была научно-методическим центром, где разрабатывались новые методы аэрологических исследований и более совершенные конструкции приборов. К их числу принадлежит распространенный прибор для обработки шаропилотных наблюдений — круг Молчанова, зондовый метеорограф без часового механизма, шаропилотный теодолит-самописец, змейковый и самолетный метеорографы, змей и привязной аэростат новых моделей и др. Значительно расширилась и программа аэрологических наблюдений обсерватории. Под ее руководством в 1924 г. открылись первые шаропилотные станции в разных пунктах Советского Союза.

Метод самолетного зондирования атмосферы, предложенный

А. А. Фридманом в 1916 г., был разработан лишь после Великой Октябрьской социалистической революции. С этой целью в Павловской обсерватории в 1921—1922 гг. был сконструирован и испытан самолетный метеорограф. В эти же годы были организованы самолетные подъемы для исследования атмосферы в Германии.

В применении и развитии самолетного зондирования в СССР большое значение имела деятельность Московской аэрологической обсерватории. По инициативе ее руководителя В. И. Виткевича в 1921 г. в Москве были организованы регулярные исследования атмосферы при помощи самолета. В октябре 1924 г. была достигнута рекордная для того времени высота зондирования на самолете — 8560 м. Кроме самолетных подъемов, начиная с 1919 г. в Москве были организованы сначала шаропилотные и змейковые наблюдения, а затем подъемы привязных аэростатов и шаров-зондов. В Москве же впервые в СССР В. И. Виткевич применил акустический метод исследования атмосферы.

3. Введение в практику аэрологических измерений радиозондов и развитие аэрологии с 1940-х гг. Возросшие в связи с развитием народного хозяйства СССР требования к метеорологии и гидрологии вызвали необходимость объединения всей гидрометеорологической службы страны. В 1929 г. советское правительство организовало Центральное управление единой гидрометеорологической службы при СНК СССР, реорганизованное в 1936 г. в Главное управление гидрометеорологической службы СССР.

Запросы народного хозяйства, развитие авиации, требования службы погоды обусловили усиленный рост исследований свободной атмосферы в СССР.

Одной из задач Центрального управления единой гидрометеорологической службы СССР было создание сети аэрологических станций, в большой мере обусловленное развитием службы погоды, в которой к тому времени стали использоваться новые идеи в синоптической метеорологии, требующие для анализа и прогноза погоды данных о состоянии свободной атмосферы. Имевшаяся сеть шаропилотных наблюдений не могла удовлетворить эти требования. Необходимы были сведения о распределении температуры и влажности с высотой. Эту задачу нельзя было решить методом самолетного зондирования в силу зависимости полетов от погоды и значительной их стоимости.

Изучение полярных районов, исследование стратосферы, возросшие требования бурно развивающейся советской авиации вызвали необходимость создания новых оперативных методов зондирования, обеспечивающих возникшие запросы.

Для удовлетворения этих неотложных нужд и общего раз-

вития исследований атмосферы коллектив Павловской аэрологической обсерватории под руководством П. А. Молчанова разработал новый метод исследования свободной атмосферы — метод радиозондов. Выпуск 30/I 1930 г. в Павловске первого в мире радиозонда системы Молчанова утверждает приоритет нашей Родины в изобретении важнейшего современного метода зондирования атмосферы. С появлением метода радиозондов начался новый этап развития аэрологии. Необходимой предпосылкой изобретения радиозонда явились крупные успехи советской радиотехники и телемеханики.

Уже после начала регулярных подъемов радиозондов в СССР появились первые радиозонды во Франции и Германии, а позже и в США.

Период работы Павловской аэрологической обсерватории, закончившийся изобретением радиозонда, характеризуется и рядом других крупных работ как в области методики измерений, так и в области физики свободной атмосферы. Из методических работ следует указать на экспериментальное исследование влияния турбулентности на вертикальную скорость шаропилота, разработку измерителя порывистости ветра для свободной атмосферы и введение систематических базисных шаропилотных наблюдений.

Материалы аэрологических измерений позволили расширить и углубить представления о структуре свободной атмосферы. Был установлен ряд новых фактов, как, например, весенние инверсии, типы распределения порывистости; изучалось обледенение воздушных змеев, условия образования кучевых облаков; были получены детальные характеристики изменения ветра с высотой и т. п.

Внедрение в практику аэрологических измерений метода радиозондов дало возможность создать сеть аэрологических станций температурного зондирования, которую организовала Гидрометеорологическая служба СССР начиная с 1934 г. Развитие сети аэрологических пунктов температурного и ветрового зондирования в СССР и за границей и их регулярная работа позволили разработать и ввести в практику службы погоды, кроме адиабатных графиков, также построение вертикальных разрезов и составление высотных карт. Это явилось залогом успешного развития новых синоптических методов, в частности метода барической топографии, предложенного В. Бьеркнесом и развитого в СССР Х. П. Погосяном и Н. Л. Таборовским, а в Германии Шерхагом. То же обстоятельство дало возможность применить на практике гидродинамический метод предвычисления погоды, созданный Н. Е. Кочиным и И. А. Кибелем.

В дальнейшем работы Павловской аэрологической обсерватории протекали в области усовершенствования радиозонда, со-

здания новых типов метеорографов, применения радиопеленгации для измерения ветра при отсутствии видимости, разработки вопросов о точности аэрологических методов измерения ветра, температуры, давления. Результатом работ было появление ряда новых конструкций приборов, как, например, коммутаторного радиозонда, стратостатного метеорографа и др.

В задачу Павловской обсерватории входило методическое руководство выросшей сетью аэрологических станций. Важную роль играла обсерватория в подготовке кадров аэрологов. На протяжении ряда лет на специальных курсах при обсерватории велась подготовка аэрологов для сети аэрологических станций. Здесь проходили практику студенты Московского (позднее Ленинградского) гидрометеорологического института, Ленинградского университета и других учебных заведений, готовящих специалистов в области аэрологии.

Московская аэрологическая обсерватория также успешно проводила исследование свободной атмосферы с помощью различных методов аэрологических измерений. В числе новых приборов, разработанных этой обсерваторией, следует упомянуть самопишущий теодолит с непрерывной регистрацией углов и первый ракетный метеорограф.

Работы по достижению наибольшей высоты зондирования привели к успешным подъемам шаров-зондов до высоты, превышающей 30 км.

Постепенно возросла роль местных обсерваторий (Свердловской, Тбилисской, Одесской, Киевской, Минской).

По мере накопления материалов аэрологических измерений как в Павловской, так и в Московской аэрологических обсерваториях, а также и в геофизических обсерваториях все шире и глубже охватывались изучением вопросы физики свободной атмосферы. При этом ряд задач стал решаться с помощью специально разработанной методики измерений.

Из года в год роль аэрологии в удовлетворении нужд и запросов метеорологического обслуживания народного хозяйства страны непрерывно повышалась.

Большое участие стали принимать советские аэрологи в изучении стратосферы. Этому вопросу особое внимание начали уделять исследователи разных стран с начала 30-х годов; в это время появились работы по исследованию тропопаузы и стратосферы.

Большой интерес к исследованию высоких слоев атмосферы привел к осуществлению полетов стратостатов. Для этой цели бельгийский физик А. Пикар в 1931 г. впервые применил аэростат, снабженный герметичной гондолой, и при полете достиг высоты около 16 км. В СССР первый полет состоялся 30/IX 1933 г. на стратостате «СССР-1». Воздухоплаватели Г. А. Прокофьев, К. Д. Годунов и Э. К. Бирнбаум достигли высоты 19 км.

Второй полет был проведен в 1934 г. на стратостате «Осоавиахим-1» экипажем в составе П. Ф. Федосеенко, А. Б. Васенко и Н. Д. Усыскина; стратостат достиг высоты 22 км.

Разработка методики исследований и подготовка научного оборудования с успехом были выполнены коллективом Главной геофизической обсерватории (С. И. Савиновым, Н. Н. Калитиным, П. Н. Тверским и др.).

Эти полеты, как и последующие, проведенные в разных странах, внесли большой вклад в изучение состава воздуха, космической радиации, изменения давления и температуры, оптических и других физических свойств стратосферы.

Исследования свободной атмосферы не ограничивались работами на основе аэрологических наблюдений и измерений и полетов стратостатов. Изучение высоких слоев проводилось также косвенными методами. Для определения плотности и температуры высоких слоев атмосферы В. Г. Фесенков в 1923 г. предложил использовать наблюдения за яркостью сумеречного света. Этот метод развивался в дальнейшем Н. М. Штауде и др., и в последние годы наблюдения за яркостью сумеречного света проводятся в ряде астрофизических обсерваторий страны. В 1937 г. была предложена идея измерения яркости света, рассеянного воздухом при освещении его лучом прожектора. По яркости рассеянного света можно оценить плотность и температуру воздуха на ряде высот до 60 км. В этот метод изучения атмосферы в СССР большой вклад был внесен И. А. Хвостиковым и др.

Наблюдения над перламутровыми и серебристыми облаками, метеорами и содержанием озона также дали богатый материал для изучения верхних слоев атмосферы. Значительный вклад в изучение высоких слоев был сделан на основе наблюдения полярных сияний и свечения ночного неба.

Конференция по изучению стратосферы, состоявшаяся в 1934 г. под руководством С. И. Вавилова, подвела итоги работам в области изучения высоких слоев атмосферы. Результаты работы показали важное значение и плодотворность комплексного и широкого исследования стратосферы и более высоких слоев атмосферы, проведенного советскими учеными.

Необходимость детального изучения синоптических процессов обусловила организацию специальных, учащенных во времени и пространстве зондирований. Начиная с 30-х годов учащенные зондирования проводились как в СССР, так и за границей. Вместе с другими исследованиями по использованию аэрологических данных в синоптической практике они представляли развитие аналогичных работ, начатых еще в 20-х годах в Главной геофизической обсерватории (С. И. Троицким и др.).

В 1940 г. Московская аэрологическая обсерватория вошла в состав Центрального института прогнозов. В соответствии

с этим ее исследования приобрели определенное синоптическое направление. Большое значение для аэрологических исследований имело усиление технической базы обсерватории. Она получила в свое распоряжение квалифицированных воздухоплатователей и парк свободных аэростатов. Использование этих средств дало возможность проводить разнообразные экспериментальные работы в свободной атмосфере.

В период Великой Отечественной войны перед Гидрометеорологической службой СССР, в частности перед аэрологией, возникли новые задачи. Продолжались работы по подготовке аэрологических наставлений, по исследованиям точности аэрологических методов, по усовершенствованию радиозондирования и пеленгации радиопилотов и т. д. В эти годы был создан ряд новых методов и приборов. Так, в Московской аэрологической обсерватории впервые в мире были поставлены регулярные наблюдения над ветром в свободной атмосфере при помощи радиолокатора — так называемые радиопилотные наблюдения. Введение радиопилотных наблюдений имело важнейшее значение в развитии методов аэрологических измерений. Центральным конструкторским бюро Главного управления гидрометеорологической службы СССР был разработан самолетный метеорограф СМ-43 и радиозонд «Волна».

При восстановлении и развитии социалистического хозяйства в послевоенный период возникли большие практические задачи, что потребовало от работников Гидрометеорологической службы СССР, в частности от аэрологов, напряженной работы. Восстановление аэрологической сети и ее расширение в связи с применением новых методов синоптической метеорологии, научно-методическое руководство возросшей сетью аэрологических станций, расширение и углубление исследовательской работы в области методики аэрологических измерений и физики свободной атмосферы — все это выдвинуло вопрос о создании самостоятельного руководящего аэрологического центра. Таким центром стала Московская аэрологическая обсерватория, которая еще с 1943 г. начала интенсивно расширять свою работу в области аэрологии и впоследствии была преобразована в Центральную аэрологическую обсерваторию (ЦАО).

С деятельностью ЦАО связано дальнейшее развитие аэрологической сети, внедрение радиопилотных и радиотеодолитных наблюдений, усовершенствование радиозондирования, разработка методики зондирования на скоростных самолетах и привязных и свободных аэростатах и т. д.

В Центральной аэрологической обсерватории, как и в Главной геофизической обсерватории и других научных организациях в СССР и за рубежом, большое внимание уделяется исследованиям по физике облаков и осадков, проводимым как с помощью самолетных зондирований, так и быстро развиваю-

щимся радиолокационным методом. Кроме того, исследуются турбулентность и другие явления, наблюдаемые в свободной атмосфере.

Развитие ракетной техники дало в руки ученых новое средство для исследования высоких слоев атмосферы. В СССР запуск первой метеорологической ракеты относится к 1933 г. В конце 40-х годов в СССР и США началось систематическое применение ракет для изучения высоких слоев атмосферы.

Запуски метеорологических и геофизических ракет, снабженных научной аппаратурой и радиотелеметрической системой, позволяют исследовать высокие слои атмосферы по обширной программе. В нее входит изучение распределения давления, температуры и плотности воздуха с высотой, воздушных течений, состава воздуха и интенсивности солнечной радиации на различных высотах, электрических характеристик верхних слоев атмосферы и т. п.

Успешный запуск искусственных спутников Земли, космических ракет и кораблей-спутников дает возможность исследовать верхние слои атмосферы путем постановки прямых экспериментов и непосредственных измерений на больших высотах. Грандиозной победой советской науки и техники является первый в истории человечества полет советского космонавта Ю. А. Гагарина 12/IV 1961 г., открывший эпоху еще более широких исследований атмосферы не только Земли, но и других планет.

Придавая большое значение в изучении атмосферы исследованиям, проводимым объединенными усилиями ученых многих государств, наша страна всегда стремилась к международному сотрудничеству в этой области. Как было сказано, еще в 1896 г. была создана Международная аэрологическая комиссия, которая сыграла существенную роль в изучении свободной атмосферы, установив международные аэрологические дни и месяцы, организовав наблюдения и опубликование их результатов.

Как в дореволюционный период, так и после Великой Октябрьской социалистической революции наши ученые считали своим долгом принимать участие в этой международной работе. В частности, во время 2-го Международного полярного года (1932—1933 гг.) были впервые произведены подъемы радиозондов системы Молчанова в Советской Арктике.

Особенно крупных успехов следует ожидать от аэрологических исследований, проведенных по программе Международного геофизического года в период с 1 июля 1957 г. по 31 декабря 1958 г. и по планам международного геофизического сотрудничества в последующие годы. Существующая аэрологическая сеть на земном шаре, дополненная специальной сетью на период МГГ, установление Мировых метеорологических дней и интервалов дали возможность получить обширные материалы для

изучения таких важных проблем, как циркуляция атмосферы на разных высотах в различных районах, температурный режим и изменение плотности и состава воздуха до больших высот, особенности атмосферных процессов над Арктикой и Антарктикой и т. п.

В этом крупнейшем научном событии международного характера, в котором участвовало более 50 стран, СССР занимает одно из ведущих мест как по масштабу охватываемых исследований районов, так и по разнообразию проблем, относящихся ко многим областям геофизики, в частности к метеорологии.

Глава I

ИЗМЕРЕНИЕ ВЕТРА С ПОМОЩЬЮ ШАРОВ-ПИЛОТОВ

В основу измерения ветра в свободной атмосфере положены два принципа. Первый построен на наблюдении над перемещением некоторых объектов, свободно увлекаемых воздушным потоком, скорость которого они приобретают, второй — на зависимости давления воздушного потока на обтекаемое тело от скорости движения воздуха относительно него.

По первому принципу объектами наблюдений являются облака, образующиеся на разных высотах, искусственные дымы, следы метеоров. Определяя скорость и направление их перемещения, судят о скорости и направлении ветра на тех уровнях, на которых они располагаются. Однако такие наблюдения связаны с наличием соответствующих образований и, как правило, дают возможность определять ветер только на уровне их расположения. Поэтому более целесообразным оказалось применение специальных индикаторов типа свободных аэростатов (сферический аэростат, шар-пилот, шар-зонд, радиозонд). Их преимущество заключается в том, что, следуя воздушным течениям, они одновременно поднимаются вверх и дают возможность измерить скорость и направление ветра в проходимых ими различных слоях атмосферы.

Таким образом, в измерениях по первому принципу естественные и специальные индикаторы служат как бы поплавками, увлекаемыми со скоростью и в направлении воздушных течений.

При измерениях по второму принципу необходимо поднимать прибор, снабженный тем или иным измерителем ветра, на различную высоту, пользуясь привязными средствами зондирования (воздушный змей, привязной аэростат), т. е. такими средствами, при которых на каждом уровне воздух перемещается относительно прибора, остающегося практически неподвижным. По степени воздействия воздушного потока на измеритель, например по скорости вращения анемометра, судят о скорости ветра.

Применение первого принципа при условии использования

шаров-пилотов, радиозондов, шаров-зондов дает возможность измерять среднюю скорость ветра в некотором слое. По второму принципу ветер измеряется на некотором уровне, при этом определяется или его средняя скорость за выбранный интервал времени, или его мгновенные значения (пульсации ветра).

Наиболее простым и употребительным в современной аэрологической практике является метод шаропилотных наблюдений, основанный на первом принципе. В последнее время все шире применяются радиоветровые наблюдения, имеющие то преимущество перед шаропилотными, что они могут быть проведены в любую погоду и любое время суток независимо от видимости шара (в тумане, облаках, в ночное время).

Для определения ветра в более высоких слоях атмосферы производят наблюдения над перемещением перламутровых и серебристых облаков, искусственных образований типа дымовых облаков, ионосферных неоднородностей и т. д. Определение ветра возможно также при ракетном зондировании. В этом случае измерения ветра производятся по абсолютной и относительной скорости движения ракеты, по распространению звука от взрывааемых гранат, поднимаемых на ракете, и другими методами.

Данная глава посвящена подробному разбору основного метода — шаропилотных наблюдений. Другие способы измерений ветра изложены в главах, в которых рассматриваются методы привязных аэростатов, применение радиолокационных средств и использование ракет для исследования атмосферы.

А. ШАРОПИЛОТНЫЕ НАБЛЮДЕНИЯ С ОДНОГО ПУНКТА

§ 1. Основные положения метода шаров-пилотов

Шар-пилот представляет собой резиновую оболочку, наполненную водородом с таким расчетом, чтобы шар обладал некоторой подъемной силой. Выпущенный в свободный полет, такой шар поднимается вверх и одновременно под действием ветра смещается по горизонтали. Благодаря малой массе шар движется по воздушному течению практически без инерции. Поэтому, наблюдая за поднимающимся шаром-пилотом и измеряя его координаты через некоторые промежутки времени, легко определить среднее горизонтальное смещение шара, а отсюда найти среднюю скорость и направление ветра для соответствующего слоя атмосферы.

Координаты шара-пилота могут быть определены различными способами. При обычных шаропилотных наблюдениях с помощью одного или двух специальных аэрологических теодолитов измеряют горизонтальные и вертикальные углы, под которыми виден шар (азимуты и углы места).

Таблица 1

Метод наблюдения	Измеряемые координаты			
	высота	азимут	вертикальный угол	наклонная дальность
Шаропилотные наблюдения				
1) с одного пункта	—	+	+	—
2) с двух пунктов	—	++	++	—
Радиоветровые измерения				
1) радиолокатор:				
а) радиопилот	—	+	+	+
б) радиозонд	+	+	+	+
2) радиопеленгатор (радиотеодолит)	+	+	+	—

При наблюдении с одного пункта (одним теодолитом) высота шара определяется по его вертикальной скорости. При наблюдениях с двух пунктов высота вычисляется тригонометрическим путем.

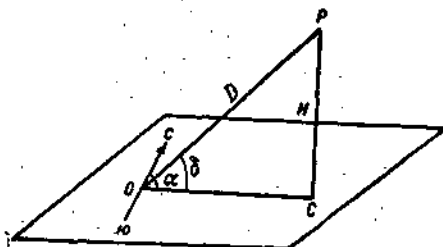


Рис. 1. Положение шара-пилота в пространстве.

При радиопилотных и радиотеодолитных наблюдениях измеряется либо вертикальный угол, азимут и наклонная дальность D , либо вертикальный угол и азимут.

Если объектом наблюдения является радиозонд, то, кроме указанных координат, по сигналам давления и тем-

пературы определяется еще и высота радиозонда.

В табл. 1 показано, какие методы применяются при измерении координат шара.

В практике шаропилотных и радиоветровых наблюдений для определения скорости и направления ветра обычно строят горизонтальную проекцию траектории шара-пилота, пользуясь системой полярных координат (рис. 1): расстоянием от начала координат (места выпуска) до проекции шара OC и азимутом α . Легко видеть, что $OC = H \operatorname{ctg} \delta$, где $H = PC$ — высота шара, а δ — вертикальный угол (угол места). Найденные таким образом горизонтальное удаление шара-пилота OC и его азимут α , т.е. горизонтальный угол направления на шар, определяют положение проекции шара C .

Пусть (рис. 2) точками P_1, P_2, P_3, P_4 и т. д. обозначено положение шара-пилота для последовательных моментов времени,

например через 1, 2, 3, 4 мин. и т. д. после выпуска шара из точки O . Положение проекций шара на горизонтальную плоскость для тех же моментов времени обозначено точками C_1, C_2, C_3, C_4 . Как было указано, положение каждой из проекций определяется по соответственному горизонтальному удалению шара и его азимуту. Ломаная линия $C_1C_2C_3C_4$ представляет собой горизонтальную проекцию пути шара-пилота. Каждый из отрезков $OC_1, C_1C_2, C_2C_3, C_3C_4$ представляет собой то расстояние, на которое шар-пилот смещается ветром по горизонтали в течение одной минуты в слоях атмосферы $(O-H_1), (H_1-H_2), (H_2-H_3), (H_3-H_4)$. Величину скорости ветра в м/сек или в км/час можно

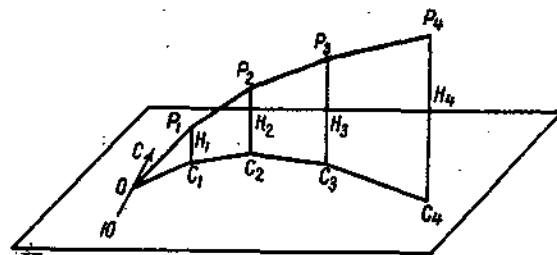


Рис. 2. Путь шара-пилота и проекция его пути на горизонтальную плоскость.

получить измерением длины каждого из отрезков, отнеся ее к выбранной единице времени. Направление ветра получается путем определения углов между направлением на север и отрезками.

Найденные таким образом значения скорости и направления ветра характеризуют среднюю скорость и направление в слое, определяемом высотами шара в начале и конце промежутка времени. Поэтому условно принято полученные данные относить к высоте, соответствующей середине слоя, $\frac{H_n + H_{n+1}}{2}$, где H_n — высота в начале, а H_{n+1} — высота в конце промежутка времени.

Высота шара-пилота может быть получена, если известна его вертикальная скорость, т. е. скорость перемещения шара по вертикали, обусловленная его свободной подъемной силой. При шаропилотных наблюдениях с одного пункта вертикальная скорость принимается постоянной. Тогда высота шара H для любого момента времени находится по формуле

$$H = Wt, \quad (1)$$

где W — вертикальная скорость шара-пилота, а t — время, прошедшее от момента выпуска.

При базисных (с двух пунктов) шаропилотных наблюдениях вертикальная скорость определяется по вычисленным тригонометрическим путем высотам шара для некоторых моментов вре-

мени. При радиоветровых наблюдениях для этих целей пользуются тригонометрическим расчетом или вертикальную скорость вычисляют по значениям высот, полученным на основании измерений давления.

Средние значения скорости и направления ветра в различных слоях атмосферы определяют либо аналитически, либо графическими способами. Наиболее распространенными являются графические способы обработки. Они отличаются простотой при достаточной степени точности и дают значительную экономию времени по сравнению с аналитическим способом обработки.

§ 2. Полная и свободная подъемная сила шара-пилота

В настоящее время оболочки шаров-пилотов изготавливаются из эластичной резины, обладающей большой растяжимостью. Во время подъема шара при уменьшении наружного давления и расширении заключенного в нем водорода такая оболочка свободно растягивается и объем шара увеличивается.

Согласно закону Архимеда, на шар-пилот действует сила, направленная вверх. Она определяется разностью веса воздуха и водорода (или другого газа) в объеме шара-пилота и называется полной подъемной силой. Если через V обозначим объем шара, через ρ — вес 1 м^3 воздуха, через γ — вес 1 м^3 водорода,¹ то полная подъемная сила шара E составит

$$E = V\rho - V\gamma = V(\rho - \gamma). \quad (2)$$

Полная подъемная сила, отнесенная к единице объема, т. е. 1 м^3 , называется удельной подъемной силой газа и составляет

$$e = \rho - \gamma.$$

Однако поднятие шара-пилота и его вертикальная скорость зависят не от величины E , а от его свободной подъемной силы A , отличающейся от E на величину нагрузки шара. Последняя определяется прежде всего весом оболочки, а также дополнительным грузом, поднимаемым шаром (прибор, фонарик и т. п.). В простейшем случае учитывается только вес оболочки B , тогда

$$A = V(\rho - \gamma) - B; \quad (3)$$

A и B выражают обычно в граммах, V — в м^3 и ρ и γ — в $\text{г}/\text{м}^3$.

Для начальных условий выражение (3) перепишется в виде

$$A_0 = V_0(\rho_0 - \gamma_0) - B. \quad (4)$$

¹ В дальнейшем величины ρ и γ будем называть плотностью воздуха и водорода, а величины $\frac{\rho}{g}$ и $\frac{\gamma}{g}$ — их массовой плотностью (g — ускорение силы тяжести).

Найдем соотношение между A_0 и A на любой высоте.

По данным опытов для нормально наполненных шаров перепад давления внутри шара по отношению к внешнему давлению, вызванный упругими силами оболочки, составляет в среднем обычно не более 10 мм ртутного столба. При этом с увеличением начальных размеров и уменьшением начальной толщины оболочек перепад давления уменьшается. Во всяком случае, приближенно можно считать давление газа внутри шара близким по величине к давлению окружающего воздуха.

Предположим далее, что во все время подъема шара температура газа равна температуре окружающего воздуха и количество газа в оболочке не изменяется. Изменение плотности газа зависит от изменения его давления и температуры. Изменение плотности водорода при подъеме шара происходит в том же отношении, что и изменение плотности окружающего воздуха. Так как объем шара изменяется обратно пропорционально плотности газа, получим

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \frac{\gamma}{\gamma_0} = \frac{V_0}{V}, \quad (5)$$

откуда

$$V\rho = V_0\rho_0 = \text{const} \quad (6)$$

и

$$V\gamma = V_0\gamma_0 = \text{const}. \quad (7)$$

Следовательно, $A = A_0 = \text{const}$, т. е. свободная подъемная сила во время поднятия шара-пилота остается постоянной.

Необходимо, однако, помнить, что этот вывод получен в предположении равенства температур газа в шаре и окружающего воздуха и при отсутствии диффузии газа через оболочку. Температура шара-пилота выравнивается с температурой окружающего воздуха достаточно быстро благодаря малой массе газа и оболочки. Поэтому можно полагать, что первое условие практически выполняется. Диффузия газа уменьшает подъемную силу шара, однако, как показывают опыты, за обычный промежуток времени наблюдения потеря водорода не достигает величины, которая могла бы оказать влияние на подъемную силу.

§ 3. Вертикальная скорость шара-пилота

После выпуска под влиянием свободной подъемной силы шар начинает подниматься с некоторым ускорением. С другой стороны, с самого начала его движения вверх возникает сила сопротивления воздуха, направленная против свободной подъемной силы. Сила сопротивления возрастает пропорционально квадрату скорости и через несколько секунд становится равной свободной подъемной силе. С этого момента движение шара вверх происходит при установившейся вертикальной скорости.

На основании испытаний в аэродинамических трубах для шара со скоростью движения, не превышающей нескольких десятков метров в секунду, величину силы сопротивления R можно выразить с помощью следующей формулы:

$$R = c \sigma S W^2, \quad (8)$$

где c — численный коэффициент, $S = \frac{\pi D^2}{4}$ — площадь большого круга шара (D — диаметр шара), $\sigma = \frac{\rho}{g}$ — массовая плотность воздуха, W — вертикальная скорость шара-пилота.

Вводя в выражение (8) величины D и ρ , получим

$$R = k \rho D^2 W^2, \quad (9)$$

где

$$k = \frac{c \pi}{4g}.$$

Уравнение движения шара с момента его выпуска может быть написано в виде

$$m \frac{dW}{dt} = A - R. \quad (10)$$

Здесь m — масса оболочки и наполняющего ее водорода. Заменяя R через выражение (9), можем написать

$$m \frac{dW}{dt} = A - k \rho D^2 W^2,$$

или

$$m \frac{dW}{dz} \frac{dz}{dt} = A - k \rho D^2 W^2,$$

где

$$\frac{dz}{dt} = W.$$

Отсюда следует

$$\frac{m}{2} \frac{dW^2}{dz} = A - k \rho D^2 W^2,$$

или

$$\frac{dW^2}{dz} + 2 \frac{k \rho D^2}{m} W^2 - 2 \frac{A}{m} = 0. \quad (11)$$

Заменяя W^2 на y , перепишем полученное уравнение в виде

$$\frac{dy}{dz} + \frac{2k \rho D^2}{m} y - \frac{2A}{m} = 0.$$

Интегрируя это уравнение, получим следующее выражение для y :

$$y = e^{-\frac{2kpD^2}{m}z} \left[\frac{2A}{m} \int_0^z e^{\frac{2kpD^2}{m}z} dz \right],$$

или

$$y = e^{-\frac{2kpD^2}{m}z} \frac{2A}{m} \left[\frac{m}{2kpD^2} \left(e^{\frac{2kpD^2}{m}z} - 1 \right) \right].$$

Произведя сокращения и заменив y на W^2 , получим

$$W^2 = \frac{A}{kpD^2} \left(1 - e^{-\frac{2kpD^2}{m}z} \right),$$

откуда

$$W = \frac{\sqrt{A}}{\sqrt{kpD^2}} \sqrt{1 - e^{-\frac{2kpD^2}{m}z}}. \quad (12)$$

Выражение (12) прежде всего показывает, что в первые моменты шар перемещается с положительным ускорением, поскольку с увеличением z величина $e^{-\frac{2kpD^2}{m}z}$ уменьшается и подкоренное выражение увеличивается, стремясь к единице. Для оценки влияния $e^{-\frac{2kpD^2}{m}z}$ на величину W установим значение z , при котором эта величина становится, например, равной 0,01, т. е. выполняется условие

$$e^{-\frac{2kpD^2}{m}z} = 0,01.$$

Так как при этом

$$\frac{2kpD^2}{m}z \lg e = 2,$$

откуда

$$\frac{2kpD^2}{m}z = 4,6,$$

то

$$z = \frac{4,6m}{2kpD^2}.$$

Подставляя в это выражение значения величин, соответствующих нормально наполненной оболочке № 20, если вес ее и водорода составляет 70 г, а диаметр шара 80 см и принимая $\rho = 0,0013 \times 981 \text{ г/см}^2 \text{ сек}^2$, а $k = 0,0003 \text{ сек}^2/\text{см}$, получаем, что для

указанных условий z равно около 1 м (66 см). Таким образом, разность между предельным значением W и его значением при $z \approx 1$ м становится равной 0,01 W . Это позволяет считать, что с момента выпуска шара его вертикальная скорость определяется формулой

$$W = \frac{1}{\sqrt{k}} \frac{\sqrt{A}}{D \sqrt{\rho}}. \quad (13)$$

Эту формулу можно получить из выражения (9), полагая $R = A$.

Таким образом, значение вертикальной скорости шара зависит от его свободной подъемной силы, диаметра и плотности воздуха. Коэффициент k является величиной, значение которой связано с коэффициентом c . Коэффициент c вообще является величиной непостоянной и определяется значением числа Рейнольдса

$$Re = \frac{cDW}{\eta},$$

где η — коэффициент кинематической вязкости воздуха.

Опыты по изучению сопротивления воздуха, вызываемого движущимся в нем телом, показали, что c остается постоянным только в том случае, когда величина Re становится выше одного и ниже другого определенного значения, а в промежутке между ними c меняется. Кроме того, в турбулентном воздухе значения c , соответствующие тем же значениям Re для спокойного воздуха, оказываются меньшими, что при прочих равных условиях вызывает увеличение вертикальной скорости. Вопрос о действительных условиях движения шара в связи с изменением условий сопротивления будет рассмотрен несколько позже.

Обращаясь к формуле (13) и выражая диаметр шара через длину его окружности, получим

$$W = \frac{\pi}{\sqrt{k}} \frac{A}{C \sqrt{\rho}},$$

или

$$W = \frac{a \sqrt{A}}{C \sqrt{\rho}}, \quad (14)$$

где C — длина окружности, $a = \frac{\pi}{\sqrt{k}}$.

В этом случае вертикальная скорость определяется в зависимости от свободной подъемной силы и длины окружности. Величины A и C находятся непосредственным измерением. Величина a берется из таблиц, а значение ρ может быть получено по данным измерения давления и температуры воздуха.

§ 4. Определение вертикальной скорости шара-пилота по свободной подъемной силе и весу оболочки

Вертикальная скорость шара-пилота может быть определена по его свободной подъемной силе A и весу его оболочки B . Как показали исследования, этот метод дает большую точность в определении вертикальной скорости, чем метод определения ее по свободной подъемной силе и длине окружности. В последнем случае часто возникают ошибки в измерении окружности, особенно когда форма шара-пилота отклоняется от сферической.

Полная подъемная сила шара может быть определена по формуле

$$E = \frac{C^3}{6\pi^2} (\rho - \gamma).$$

Кроме того, как мы видели, полную подъемную силу можно представить как сумму свободной подъемной силы A и веса оболочки B . Таким образом, можно написать

$$\frac{C^3}{6\pi^2} (\rho - \gamma) = A + B, \quad (15)$$

откуда

$$C = \sqrt[3]{\frac{6\pi^2 (A + B)}{(\rho - \gamma)}}.$$

Обращаясь к формуле (14) и подставляя в нее полученное выражение для C , будем иметь

$$W = \frac{a \sqrt[3]{A} \sqrt[3]{(\rho - \gamma)}}{\sqrt[3]{(A + B) 6\pi^2} \sqrt{\rho}}.$$

Полагая $\rho - \gamma = n\rho$, где n — коэффициент пропорциональности, получим

$$W = a \sqrt[3]{\frac{n}{6\pi^2} \rho^{-\frac{1}{6}}} \frac{\sqrt{A}}{\sqrt[3]{A + B}},$$

или

$$W = b \rho^{-\frac{1}{6}} \frac{\sqrt{A}}{\sqrt[3]{A + B}}. \quad (16)$$

Очевидно, что b — некоторый коэффициент, зависящий от a и n .

§ 5. Способы практического определения вертикальной скорости

Практически определение вертикальной скорости производится при помощи таблиц, графиков, номограмм и специальных линеек, построенных на основании формул (14) и (16).

Преобразуем формулу

$$W = \frac{a \sqrt{A}}{C \sqrt{\rho}},$$

определяющую вертикальную скорость в зависимости от величины свободной подъемной силы A и длины окружности C . Для этого умножим и разделим правую часть формулы на $\sqrt{\rho_0}$, где ρ_0 — некоторая стандартная плотность воздуха, а именно при температуре его 20° и давлении 760 мм.

Тогда

$$W = \frac{a}{\sqrt{\rho_0}} \frac{\sqrt{A}}{C} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}.$$

Обозначив $\frac{a}{\sqrt{\rho_0}}$ через d , получим

$$W = d \frac{\sqrt{A}}{C} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}. \quad (17)$$

Формула (17) положена в основу двух таблиц, при помощи которых определяется вертикальная скорость.

В одной из них даются значения W , вычисленные в предположении стандартной плотности воздуха, когда $\rho = \rho_0 = 1,205 \text{ кг/м}^3$. В этом случае

$$W_0 = d \frac{\sqrt{A}}{C},$$

причем величина вертикальной скорости W_0 выражена в метрах в минуту, значение свободной подъемной силы A — в граммах и длина окружности C — в сантиметрах.

Как было сказано, коэффициент сопротивления s остается постоянным только при Re выше и ниже определенных его значений, а в промежутках между ними s меняется. Исследования показали, что у земной поверхности ход изменения Re , от которого зависит s , почти параллелен ходу изменения A . Отсюда оказалось возможным учесть непостоянство s , определяя его в зависимости от A .

Следует вспомнить, что коэффициент d получен в результате ряда преобразований и связан с коэффициентами a , k и, наконец, s .

В табл. 2 даны значения коэффициента d для разных значений A при условии, если A , C и W_0 выражены в указанных выше единицах измерения.

Таблица 2

Значение коэффициента d для разных значений свободной подъемной силы A

A	140	150	160	170	180	190	200	210	220	230	240
d	3110	3130	3170	3220	3300	3400	3500	3600	3620	3640	3650

Для значений A , меньших 140 г, коэффициент d принимается постоянным и равным 3110, для значений A , больших 240 г, d считается равным 3650.

Так как действительное значение плотности воздуха в момент выпуска шара-пилота вообще отличается от стандартного, для которого вычислена таблица для нахождения неисправленной вертикальной скорости, то полученное из нее значение нуждается в поправке. Эта поправка учитывается в формуле (17)

введением множителя $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}$. Величину этого поправочного мно-

жителя находят с помощью другой таблицы, где величина $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}$ вычисляется для различных значений давления p и температуры t , которые определяют ρ — плотность воздуха в момент наблюдений.

Умножением значения неисправленной вертикальной скорости на поправочный множитель находят окончательную исправленную величину вертикальной скорости W .

Для определения вертикальной скорости шара-пилота по формуле (16) также составляются таблицы. При этом плотность воздуха ρ_0 , как и в формуле (17), принимается равной 1,205 кг/м³. Для получения фактического значения вертикальной скорости W табличная вертикальная скорость должна быть ис-

правлена на множитель $\left(\frac{\rho_0}{\rho}\right)^{\frac{1}{6}}$. Это видно из формулы

$$W = \frac{b}{\frac{1}{\rho_0^{\frac{1}{6}}}} \left(\frac{\rho_0}{\rho}\right)^{\frac{1}{6}} \frac{\sqrt{A}}{\sqrt[3]{A+B}},$$

или

$$W = b_1 \frac{\sqrt{A}}{\sqrt[3]{A+B}} \left(\frac{\rho_0}{\rho}\right)^{\frac{1}{6}}. \quad (18)$$

Величина вертикальной скорости для стандартной плотности воздуха ($\rho = \rho_0$) находится по таблице в зависимости от значе-

ний A и B . Что касается коэффициента b_1 , то следует вспомнить, что при выводе формулы (16) мы пользовались коэффициентом пропорциональности n , который связан с величиной удельной подъемной силы водорода. Однако влияние различия в плотности применяемого водорода очень невелико. Так что практически можно считать, что коэффициент b_1 изменяется только в зависимости от свободной подъемной силы, подобно тому как это имело место в табл. 2.

Для плотности технического водорода $\gamma = 0,121 \text{ кг/м}^3$ при температуре 20° и давлении 760 мм значения b_1 представлены в табл. 3, считая, что A и B выражены в граммах, а W — в м/мин .

Таблица 3

Значения коэффициента b_1 в зависимости от свободной подъемной силы A											
A	140	150	160	170	180	190	200	210	220	230	240
b_1	82,0	82,5	83,6	84,9	87,0	89,6	92,2	94,9	95,4	95,9	96,2

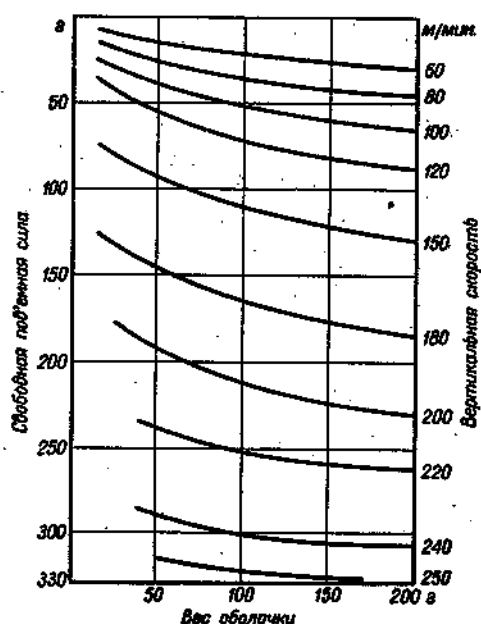


Рис. 3. График для определения вертикальной скорости шара-пилота по весу оболочки и свободной подъемной силе.

щихся параметров A и B . На рис. 3 приведен такой график.

Можно построить график и для поправочного множителя $\left(\frac{\rho_0}{\rho}\right)^{\frac{1}{6}}$.

Для значений $A < 140$ численный коэффициент принимается равным 82,0, а для $A > 240$ — 96,2.

Поправочный множитель $\left(\frac{\rho_0}{\rho}\right)^{\frac{1}{6}}$ находится по таблице аналогично тому, как это было сказано об определении поправочного множителя по формуле (17).

Для получения вертикальной скорости по свободной подъемной силе A и весу оболочки B можно составить также графики изоплет, в которых по горизонтальной оси отложены значения B , а по вертикальной — A в граммах. Изоплеты представляют семейство кривых вертикальных скоростей в зависимости от изменяю-

Формулу (18) можно записать в общем виде, считая что $\left(\frac{\rho_0}{\rho}\right)^{\frac{1}{6}}$ мало отличается от единицы.

$$W = b_1 \frac{A^x}{(A+B)^y}, \quad (19)$$

где x и y — показатели, которые отдельные авторы предпочитают находить эмпирически, например на основании определения вертикальной скорости по базисным шаропилотным наблюдениям. Также опытным путем иногда определяют и значение коэффициента b_1 , считая его постоянным для веса оболочек и степени наполнения их, лежащих в некоторых определенных интервалах.

§ 6. Стандартная вертикальная скорость шаров-пилотов

Если вертикальная скорость шара-пилота выражается округленной величиной, например 100 или 200 м/мин, то при обработке шаропилотных наблюдений достигается значительная экономия времени.

Чтобы шар-пилот поднимался с заданной вертикальной скоростью, он должен иметь определенную свободную подъемную силу, зависящую от веса оболочки и плотности воздуха в момент выпуска шара. Это следует из формул (16) или (18).

Практически размеры наполнения оболочки для получения стандартной вертикальной скорости (обычно 200 м/мин) можно определить по таблицам, рассчитанным по формуле

$$W = b_1 \frac{\sqrt[3]{A}}{\sqrt[3]{A+B}} \left(\frac{\rho_0}{\rho}\right)^{\frac{1}{6}}.$$

Сначала по таблице находят величину поправочного множителя $\left(\frac{\rho_0}{\rho}\right)^{\frac{1}{6}}$. Затем по данному значению веса оболочки B и найденному поправочному множителю находят величину A , при которой вертикальная скорость равна 200 м/мин. Наполнение оболочки до определенной величины A можно осуществить с помощью специального шаропилотного комплекта или приспособленных для этой цели весов.

§ 7. Изменение вертикальной скорости шара-пилота с высотой в зависимости от изменения плотности воздуха

Выясним, как скажется на вертикальной скорости поднимающегося шара изменение определяющих ее факторов при условии стационарного движения.

Для начальных условий выражение вертикальной скорости запишем в виде

$$W_0 = b_0 \rho_0^{-\frac{1}{6}} \frac{\sqrt[3]{A_0}}{\sqrt[3]{A_0 + B}}. \quad (20)$$

Рассмотрим отношение W к W_0

$$\frac{W}{W_0} = \frac{b \rho^{-\frac{1}{6}} \sqrt[3]{A} \sqrt[3]{A_0 + B}}{b_0 \rho_0^{-\frac{1}{6}} \sqrt[3]{A_0} \sqrt[3]{A + B}}.$$

Как было выяснено ранее, свободная подъемная сила остается постоянной, т. е. $A = A_0$. Считая, что коэффициент b не меняется с высотой, т. е. $b = b_0$, получим

$$\frac{W}{W_0} = \left(\frac{\rho_0}{\rho} \right)^{\frac{1}{6}}. \quad (21)$$

Таким образом, вертикальная скорость поднимающегося шара-пилота должна возрастать пропорционально корню шестой степени из отношения начальной плотности воздуха к плотности на некоторой высоте.

На основании данных аэрологических зондирований для средних широт можно получить средние годовые значения отношения $\left(\frac{\rho_0}{\rho} \right)^{\frac{1}{6}}$, где ρ_0 — средняя годовая плотность у земли, а ρ — средняя годовая плотность воздуха на различных высотах. На основе этих значений составлена табл. 4, показывающая теоретическое изменение вертикальной скорости по отношению к начальной скорости у земли в зависимости от изменения плотности с высотой.

Таблица 4

Теоретическое изменение вертикальной скорости шара-пилота с высотой

Высота, км	0	2	4	6	8	10
$\frac{W}{W_0}$	1,00	1,04	1,08	1,11	1,15	1,19

Из табл. 4 видно, что теоретическое возрастание вертикальной скорости шара-пилота с высотой происходит очень медленно, и только примерно на высоте 5 км оно составит 10% начальной скорости.

Неизбежная потеря газа вследствие диффузии приводит к некоторому уменьшению вертикальной скорости с высотой, и, хотя

величину этого влияния трудно учесть, диффузия отчасти компенсирует увеличение скорости, связанной с изменением плотности.

Принимая во внимание, что метод шаропилотных наблюдений с одного пункта не может дать большой точности измерения скорости ветра (см. § 1 раздела В), допустимо не учитывать влияние изменения плотности воздуха с высотой на вертикальную скорость шара-пилота.

§ 8. Влияние разности температур водорода и окружающего воздуха на изменение вертикальной скорости

При выводе формулы (21) предполагалось, что при подъеме шара температура газа равна температуре окружающего воздуха. Если же это условие не соблюдается, то учет влияния разности температур водорода в шаре и окружающего воздуха приводит к следующему выражению для изменения вертикальной скорости:

$$\frac{W}{W_0} = \sqrt[6]{\frac{T'_0}{T_p}} \sqrt{1 + \frac{m(T' - T)}{A_0 T'}}, \quad (22)$$

где T и T' — абсолютные значения температур воздуха и водорода на некоторой высоте, а m — вес оболочки и водорода, наполняющего шар.

Формула (22) показывает, что изменение вертикальной скорости, во-первых, увеличивается с возрастанием разности температур и зависит от ее знака, так что при $T > T'$ вертикальная скорость уменьшается, и наоборот. Во-вторых, изменение W тем больше, чем больше значение отношения $\frac{m}{A_0}$, т. е. при прочих равных условиях чем более нагружен шар. Если взять нагруженный и ненагруженный шары, то для получения равных вертикальных скоростей нагруженный шар должен быть наполнен до большего объема, чем ненагруженный, а следовательно, и влияние разности температур на нем будет сказываться в большей мере. При равных объемах шаров влияние разности температур больше отражается на движении нагруженного шара, у которого свободная подъемная сила меньше.

Так как для шаров-пилотов отношение $\frac{m}{A_0}$ обычно менее $\frac{1}{3}$, то влияние разности температур для них невелико. Эта разность возникает чаще всего при прохождении шаром слоев инверсии температуры. Вызванное в этом случае увеличение разности температур водорода и окружающего воздуха приводит к незначительным изменениям вертикальной скорости шаров-пилотов и к более значительным — радиозондов, шаров-зондов и аэростатов.

§ 9. Аэрологические теодолиты и основные требования к их устройству

Для измерения азимутов и вертикальных углов направления на шар-пилот применяются аэрологические теодолиты. Они отличаются от теодолитов, используемых для других целей. Остановимся на требованиях, предъявляемых к аэрологическим теодолитам.

Почти все аэрологические теодолиты имеют ломаную зрительную трубу, позволяющую удобно и беспрепятственно производить наблюдения при различных положениях шара, не исключая того, когда шар находится в зените или вблизи от него. При таком устройстве при любом положении объектива окулярная часть трубы и глаз наблюдателя находятся в одной и той же горизонтальной плоскости.

В каждом аэрологическом теодолите должна быть предусмотрена возможность достаточно быстрого отсчета показаний, чтобы при большой скорости перемещения шара-пилота последний за время производства отсчета не вышел из поля зрения трубы.

Для первых моментов наблюдения после выпуска шара очень существенно иметь возможность значительных перемещений трубы как в вертикальной, так и в горизонтальной плоскости с тем, чтобы в дальнейшем сразу можно было перейти к медленным ее перемещениям.

Точность отсчетов углов в обычно применяющихся теодолитах составляет $0,1^\circ$. При проведении шаропилотных наблюдений с одного пункта до больших высот, а также при базисных наблюдениях следует пользоваться теодолитами повышенной точности (до $1'$ или $0,01^\circ$).

Оптическая система аэрологического теодолита должна обладать достаточным увеличением, хорошей светосилой и большим полем зрения. Выполнение этих требований позволяет без особого труда проводить наблюдения и в первые моменты после выпуска шара, и при больших его удалениях, и в условиях ночного времени.

Так как определение азимутов требует ориентировки теодолита по странам света, то многие системы теодолитов снабжены небольшими бусолями.

Далее, устройство теодолитов должно обеспечивать достаточные удобства работы в ночное время. Для этого предусматриваются системы освещения поля зрения трубы и индексов указателей для отсчетов по горизонтальному и вертикальному лимбам.

Наконец, простота и прочность конструкций теодолитов должны удовлетворять условиям полевой работы.

§ 10. Основные части аэрологического теодолита и схема оптической системы зрительной трубы

Чтобы фиксировать любое положение шара-пилота, оптическая ось зрительной трубы аэрологического теодолита должна быть подвижной. Для этого сопряжение осей вращения теодолита должно удовлетворять условиям, при которых оптическая ось 1 (рис. 4) могла бы вращаться вокруг горизонтальной оси 2, а горизонтальная ось — вокруг вертикальной оси 3. Тогда оптическая ось может быть направлена в любое место.

Для отсчета поворота оптической оси по азимуту служит нониус 4, жестко скрепленный с горизонталь-

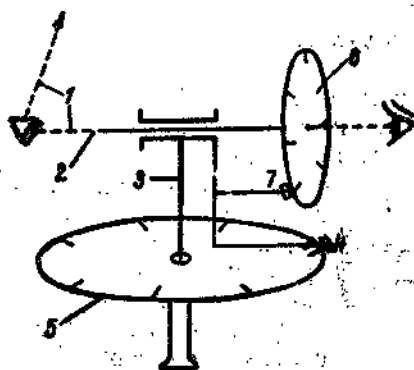


Рис. 4. Схема сопряжения осей и лимбов теодолита.

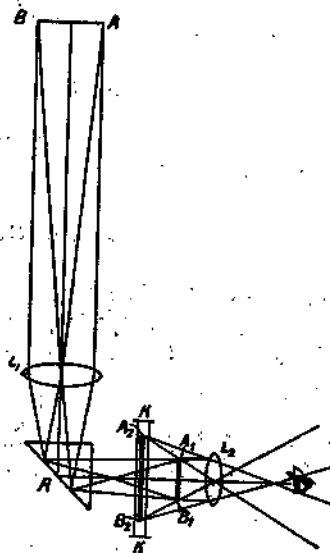


Рис. 5. Ход лучей в трубе аэрологического теодолита.

ной осью и перемещающийся относительно делений неподвижного горизонтального лимба 5. При повороте оптической оси вокруг горизонтальной оси вместе с ней вращается вертикальный лимб 6. Вертикальный угол отсчитывается с помощью неподвижного нониуса 7.

На рис. 5 представлен ход лучей в трубе теодолита. Здесь L_1 изображает объектив, L_2 — окуляр. Лучи, идущие от предмета AB , проходя через объектив, испытывают в призме R полное внутреннее отражение. Через окуляр L_2 видно даваемое объективом изображение A_1B_1 предмета AB . Окуляр дает изображение предмета в плоскости A_2B_2 . В плоскости KK располагается и изображение сетки, которая служит для точной фиксации положения предмета. Окуляр перемещается относительно сетки для получения резкого изображения линий сетки в зависимости от глаза наблюдателя. Чтобы одновременно было ясно видно изо-

бражение предмета, сетка должна быть в плоскости изображения предмета A_1B_1 .

В некоторых теодолитах окуляр состоит из двух основных частей (рис. 6): окулярной трубы 1 и сложной лупы 2. Вращением кремальеры 3 лупа может перемещаться вдоль оси трубы относительно сетки 4. С другой стороны, с помощью кремальеры

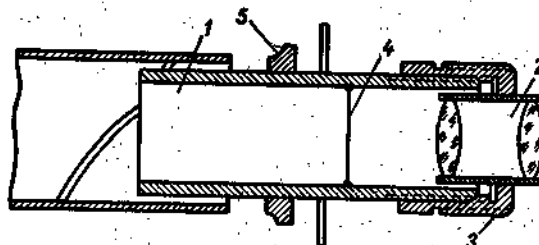


Рис. 6. Схема окуляра теодолита.

5 окулярная труба может перемещаться вдоль оси окулярного колена зрительной трубы, что необходимо для совмещения сетки с изображением предмета, даваемого объективом.

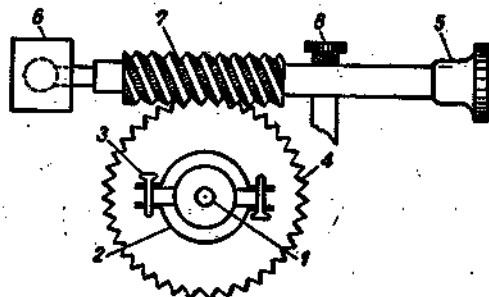


Рис. 7. Схема сопряжения микрометрического винта с шестерней и фрикционным кольцом.

В настоящее время чаще применяются теодолиты, имеющие зрительную трубу с постоянной фокусировкой на бесконечность. В этом случае плоскость сетки совмещена с фокальной плоскостью объектива и окулярная труба не перемещается.

Одной из особенностей аэрологических теодолитов является возможность вращения трубы как от руки (для больших поворотов), так и при помощи микрометрического винта. Для перехода от одного к другому виду перемещения в некоторых теодолитах необходимо выключить микрометрический винт из нарезки ведущей шестерни или включить его. В других конструкциях переход к микрометрическому вращению осуществляется с помощью фрикционного приспособления без включения микрометрического винта.

На рис. 7 дана схема сопряжения микрометрического винта с шестерней и фрикционным кольцом. Рассмотрим вращение алидады горизонтального лимба. Вертикальная ось алидады 1 входит в отверстие баксы оси, несущей лимб, и может вращаться в баксе. На верхней стороне лимба имеется кольцеобразный вы-

ступ, который охватывается фрикционным кольцом 2. Оно состоит из двух металлических полуколец с кожаными или текстиловыми прокладками и регулировочных винтов 3. При помощи регулировочных винтов можно увеличивать или уменьшать трение фрикционного кольца о выступ лимба. Фрикционное кольцо жестко скреплено с шестерней 4. В колодке на алидаде установлен микрометрический винт 5. Конец винта входит в гнездо 6, в котором может вращаться. Червячная нарезка винта 7 сцеплена с нарезкой шестерни лимба 4. Регулировка сцепления производится с помощью колодки с пружиной 8.

При грубом вращении алидады от руки трение фрикционного кольца о выступ лимба преодолевается так же, как и трение оси алидады в баксе. Фрикционное кольцо будет поворачиваться вокруг вертикальной оси теодолита вместе с шестерней и соединенными с последней винтом и алидадой относительно неподвижного лимба.

При вращении микрометрического винта, если трение фрикционного кольца о кольцевой выступ лимба превосходит трение оси алидады в баксе, фрикционное кольцо и шестерня останутся неподвижными, и винт будет обегать шестерню, вращаясь вместе с алидадой.

Фрикционное устройство подобного типа имеется и у вертикального лимба.

Определение азимутов вызывает необходимость ориентировки горизонтального лимба относительно географического меридиана. Поэтому бакс горизонтального лимба входит внутрь станины теодолита и может иметь вращение около вертикальной оси. При помощи стопорного винта горизонтальный лимб может быть закреплен в требуемом положении.

После рассмотрения некоторых особенностей, присущих всем аэрологическим теодолитам, приступим к описанию отдельных систем.

§ 11. Устройство теодолитов ШТ, АТК и других систем

Наиболее распространенным в СССР является аэрологический теодолит ШТ (рис. 8).

Станина 1 теодолита представляет собой треугольную пластину. В трех ее углах помещены установочные, или подъемные, винты 2, имеющие регулировочные головки для изменения степени легкости вращения винтов. Горизонтальный лимб 3 представляет собой диск, по окружности которого нанесены градусные деления от 0 до 360°. Через середину станины проходит втулка. Стопорный винт 4, надавливая на втулку, закрепляет горизонтальный лимб в установленном положении.

Алидада в виде круглой подставки может вращаться вокруг вертикальной оси вместе с колонкой. В лагерах вертикальной ко-

лонки помещается ломаная зрительная труба, имеющая свободное вращение вокруг вертикальной оси вместе с вертикальным лимбом 5. Фрикционное приспособление позволяет производить движения трубы вокруг горизонтальной и вертикальной осей как от руки, так и с помощью микрометрических винтов 6.

Увеличение зрительной трубы 12-кратное, поле зрения — 3,5—4°. Труба отфокусирована на бесконечность. При наблюдении шар-пилот обычно находится на таком расстоянии, что его изображение практически получается в главной фокальной плоскости. Таким образом, регулировка оптической системы сводится к установке окуляра на резкое изображение сетки. Сетка трубы нанесена в центральной части поля зрения на стеклянную пластинку в виде креста с разрывом посередине.

На коробке, в которой помещается призма трубы, имеется пластинка, закрывающая три регулировочных винта призмы. Эти винты служат для перемещения призмы в случае необходимости уменьшить коллимационную ошибку (см. § 13, п. 3).

Устройство фрикционных обоих кругов одинаково: они состоят из четырех текстолитовых пластинок, укрепленных на двух полумуфтах, стянутых винтами.

Вертикальный лимб — открытый; он так же, как и горизонтальный лимб, имеет два индекса для отсчета углов. Второй индекс служит для определения эксцентриситета лимбов.

Буссоль — съемная и укреплена на крышке объектива. При ориентировке теодолита буссоль устанавливается на объективную часть трубы при вертикальном ее положении. Через торцевую прозрачную стенку буссоли виден северный конец магнитной стрелки. Для правильной установки буссоли необходимо совместить индекс на крышке с индексом на трубе так, чтобы ось буссоли была перпендикулярна оси вертикального лимба.

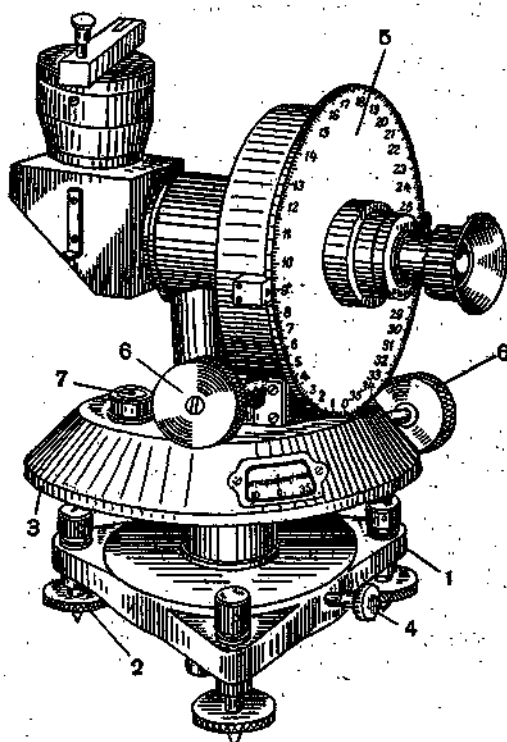


Рис. 8. Общий вид теодолита ШТ.

Для наблюдений шара вблизи солнца на окуляр надевается светофильтр, оранжевый или зеленый — более плотный.

Нивелировка теодолита производится с помощью круглого уровня 7, привинченного к площадке алидады.

Схема освещения поля зрения трубы показана на рис. 9. На объективную часть трубы надевается бленда в форме цилиндра. С одной стороны ее располагается патрон с лампой 1, с другой — металлический стержень 2 со скошенным концом. Через отверстие в бленде свет от лампы падает на скошенную поверхность и от нее отражается на крест нитей. Поворотом стержня можно регулировать степень освещенности креста нитей.

Освещение индексов производится с помощью ручного фонарика. Источником питания для освещения могут служить как аккумуляторы, так и сухие батареи карманного электрического фонаря.

Описанная система освещения отличается простотой и может быть применена к любому теодолиту.

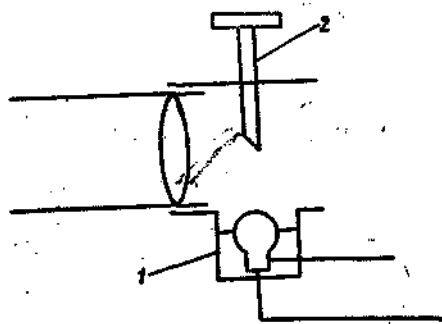


Рис. 9. Схема освещения поля зрения теодолита ШТ.

Кроме указанного теодолита ШТ, на некоторых аэрологических станциях СССР применяются теодолиты Кузнецова и АТ. Оптические характеристики зрительной трубы этих теодолитов мало отличаются от характеристик зрительной трубы теодолита ШТ, но обе системы имеют некоторые конструктивные отличия от него, например перемещающиеся окулярные трубы, другие схемы освещения и т. д.

Для более точного определения угловых координат шара-пилота пользуются теодолитами повышенной точности. К таким инструментам следует отнести теодолит АТК.

Этот теодолит (рис. 10) имеет два стеклянных лимба и две зрительные трубы. Главная труба дает 18-кратное увеличение при поле зрения 3° , а вспомогательная (искатель) — 3,2-кратное увеличение при поле зрения 17° . Окулярная часть является общей для той и другой труб, так как фокальные плоскости обеих объектов совпадают.

Объектив основной трубы 1 и 3 с отражательным зеркалом 2 дает на плоскости сетки 4 окуляра 5 изображение удаленного предмета.

Искатель служит для наблюдения за шаром-пилотом в первые минуты после выпуска, когда угловые смещения шара велики. Объектив искателя 6 совместно с прямоугольной стеклянной

призмой 7 также дает на сетке изображение предметов, рассматриваемых через общий окуляр.

Переход от наблюдений по искателю к наблюдениям по основной трубе производится с помощью переключателя, перемещающего призму 7. В зависимости от этого шар-пилот наблюдается или через основную трубу, или через искатель.

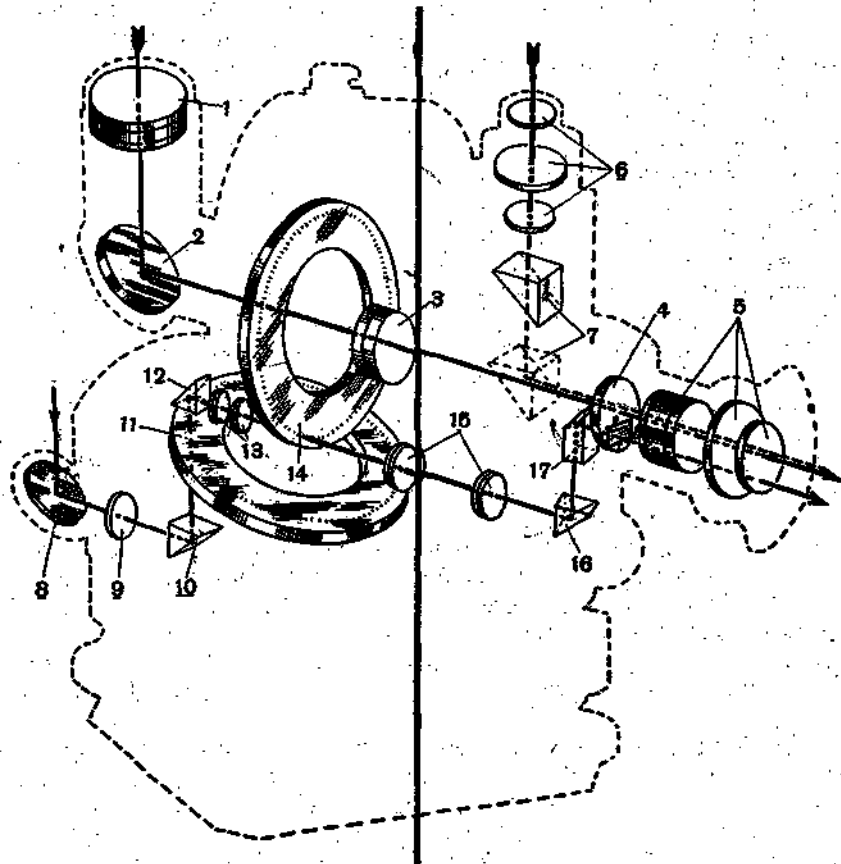


Рис. 10. Оптическая схема теодолита АТК.

Отсчеты по вертикальному и горизонтальному лимбам производятся с помощью специальной отсчетной системы, представляющей следующее устройство. Зеркало 8 направляет световые лучи через линзу 9 внутрь теодолита для освещения лимбов. Прямоугольная призма 10 изменяет ход лучей и направляет их на шкалу горизонтального лимба 11. Объектив 13 совместно с прямоугольной призмой 12 передает изображение участка горизонтального лимба 11 на плоскость шкалы вертикального

лимба 14. Через объектив 15 и призмы 16 и 17 увеличенные изображения участков шкал обоих лимбов передаются на отсчетные шкалы сетки В — вертикального лимба и Г — горизонтального лимба. Так как одно деление лимба соответствует 1° , то по отсчетным шкалам сеточной линзы 4 (каждая из которых имеет 60 делений) можно произвести отсчет углов с точностью до $1'$.

Таким образом, наблюдения проводятся одним наблюдателем, фиксирующим положение шара-пилота в перекрестье сетки и в необходимый момент производящим отсчет, не отводя глаза от окуляра.

Теодолит не имеет фрикционного приспособления, и переход от ручного вращения трубы к микрометричному и обратно производится включением червяка микрометричного винта в нарезку ведущей шестерни или выключением его.

На площадке алидады закреплены два взаимно перпендикулярных цилиндрических уровня. Ориентировка теодолита производится с помощью съемной буссоли. Для работы в ночных условиях теодолит оборудован электроосвещением, при этом освещаются горизонтальный и вертикальный лимбы и сетка.

Таким образом, теодолит АТК имеет зрительную трубу с улучшенными оптическими характеристиками, обеспечивает большую точность определения угловых координат, что при облегченной наводке на шар и удобстве наблюдений дает ему ряд преимуществ перед другими системами.

Наблюдения за шаром-пилотом в теодолит проводит один или два человека. Для производства наблюдений одним лицом, при отсчетах углов через короткие промежутки времени, для наблюдений в условиях сумерек, а также в целях получения объективного документа о движении шара-пилота иногда применяются теодолиты-самописцы. В каждом теодолите такого рода имеется устройство, автоматически регистрирующее углы в моменты отсчетов. Регистрация может производиться разными способами: 1) положение нониусов или индексов по отношению к делениям лимбов отпечатывается на бумажной ленте, 2) положение нониусов фотографируется на пленке, 3) запись изменения углов производится на барабане в относительных единицах и затем обрабатывается. Наконец, имеется тип самописца, в котором регистрируются не углы, а на специальном бланке отмечаются положения горизонтальной проекции шара-пилота. Теодолиты-самописцы в настоящее время употребляются редко.

§ 12. Судовые аэрологические теодолиты

Шаропилотные наблюдения на судах связаны с рядом трудностей, вызываемых колебаниями судна и изменением его курса. Возникают затруднения в удержании шара-пилота в поле зре-

ния трубы колеблющегося теодолита. Кроме того, обычные аэрологические теодолиты непригодны для определения вертикального угла, так как при качке вертикальная ось теодолита отклоняется от отвесного положения. Изменение курса корабля

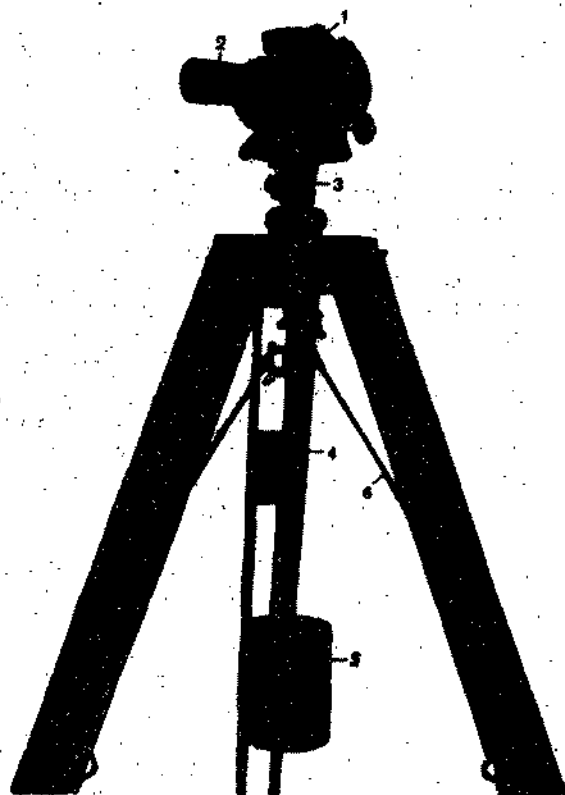


Рис. 11. Общий вид судового аэрологического теодолита.

вызывает смещение горизонтального лимба и сбивает его ориентировку, что делает невозможным определение азимута по отношению к направлению на север. Для устранения этих затруднений применяются специальные судовые теодолиты.

На рис. 11 представлен судовой аэрологический теодолит отечественного производства. Теодолит имеет две объективные трубы 1 и 2 и одну окулярную. Труба 2 во время наблюдений направляется на горизонт, а труба 1 — на шар-пилот.

На рис. 12 дана схема оптической системы зрительной трубы судового теодолита. Луч от шара-пилота проходит через объектив O_1 трубы A и, отражаясь в призме P_1 , идет по направлению горизонтальной оси трубы. На пути луча в вырезе той же трубы BC расположена двойная призма P_2 со слабо посеребренной поверхностью, которая пропускает луч к окуляру G . В то же время призма P_2 отражает лучи, идущие через объектив O_2 второй трубы B . Ось этой трубы расположена перпендикулярно вертикальной оси теодолита, а сама труба закреплена неподвижно. Лучи от горизонта через эту трубу попадают в окуляр даже при небольших отклонениях теодолита от вертикали.

Труба 1 (рис. 11) вращается вокруг горизонтальной оси на 90° . В нижней части теодолит имеет штырь, который вставляется во втулку 3 верхнего конца штанги, закрепленной в кардановом подвесе. Штанга 4 имеет внизу маятниковый груз 5. Для уменьшения качания штанги к треноге прикрепляются резиновые оттяжки 6, связывающие треногу со стержнем груза. При подобной подвеске теодолит участвует в колебаниях судна только в незначительной мере. Однако и эта установка полностью не устраняет колебаний.

При наблюдениях в окуляр наблюдатель видит линию горизонта и небольшой кружок, заменяющий сетку. Индекс нуля вертикального круга устроен так, что когда кружок, видимый в трубу, наведен на какой-нибудь предмет (шар-пилот) и в то же время пересекается изображением линии горизонта, то этот индекс указывает на вертикальном лимбе угол между горизонтом и наблюдаемым предметом.

Горизонтальный угол определяется либо сразу относительно меридиана, либо по отношению к продольной оси корабля.

Отсчеты по лимбам производятся по нониусам с точностью до десятых долей градуса.

Для наблюдений на берегу теодолит снабжен уровнем и буссолю.

Другим типом судового аэрологического теодолита является прибор Кейфеля и Эссера. Он представляет собой сочетание теодолита с секстаном.

Принцип устройства его оптической системы показан на рис. 13. Луч от шара-пилота падает на подвижное зеркало M и после отражения проходит через объектив O_1 и пятигранную

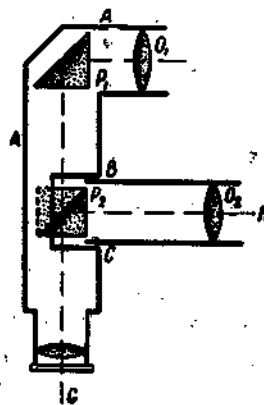


Рис. 12. Схема оптической системы судового теодолита.

призму P_1 к окуляру G . Зеркало прикреплено к сектору с отсчетной шкалой S , который перемещается относительно индекса-указателя.

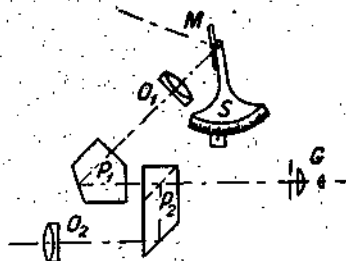


Рис. 13. Схема оптической системы теодолита Кейфеля и Эссера.

С другой стороны, лучи от горизонта, идущие через объектив O_2 , проходят систему призм P_2 и также поступают в окулярную часть теодолита.

Отсчет вертикального угла производится по шкале S в момент совпадения изображения шара-пилота с изображением линии горизонта и вертикалью сетки. Горизонтальный угол отсчитывается, как указано выше.

§ 13. Источники инструментальных ошибок аэрологических теодолитов и определение поправок

Основным источником ошибок в определении угловых координат аэрологическим теодолитом являются те или иные отклонения от основных требований, которым должен удовлетворять сам инструмент. Неправильности в сопряжении осей теодолита между собой и с лимбами, в установке уровня на алидаде и некоторые другие ведут к появлению инструментальных ошибок. Установление характера и величины их, т. е. поверка прибора, дает возможность введения соответствующих поправок в отсчеты углов, чем достигается улучшение качества наблюдений.

К наиболее существенным ошибкам, которые необходимо учитывать при проведении наблюдений, относятся:

- 1) ошибка, связанная с неправильной установкой уровня на алидаде;
- 2) ошибка, обусловленная неправильной установкой индекса (ноннуса) вертикального лимба;
- 3) коллимационная ошибка;
- 4) эксцентриситет горизонтального и вертикального лимбов.

Рассмотрим их в указанном выше порядке.
1. Уровень служит для установки вертикальной оси теодолита по отвесу, т. е. для его нивелировки. Поэтому он должен быть надежным и подлежит проверке перед каждым наблюдением. В случае неправильности установки уровня его необходимо отрегулировать.

В аэрологических теодолитах встречаются как круглые, так и более точные трубчатые (цилиндрические) уровни. Поверка и регулировка их производится по обычным правилам, изложенным в курсах геодезии.

2. Неправильность установки индекса (нониуса) вертикального лимба или смещение нуля его приводит к тому, что определение вертикального угла производится с одной и той же ошибкой для всех положений шара-пилота. Эту систематическую ошибку следует оценить перед наблюдением. Она может быть найдена на основании следующих соображений.

Пусть на рис. 14 круг с центром O представляет собой вертикальный лимб теодолита, на котором счет градусов возрастает по часовой стрелке, NN — линия горизонта. При наведении теодолита на отдаленную точку A линия OA изобразит оптическую ось. Если индекс J (или нониус) установлен правильно, то в положении трубы, называемом «наводкой», отсчет по индексу (или нулевому делению нониуса) покажет действительный вертикальный угол δ . В случае неправильной установки индекса отсчет в этом положении будет равен

$$M = \delta + \Delta\delta, \quad (23)$$

где $\Delta\delta$ — ошибка в определении вертикального угла.

После перевода трубы через зенит и наведения на тот же предмет оптическая ось займет положение OA' , симметричное первому относительно линии горизонта. В этом положении, которое носит название «перекидка», индекс покажет деление, большее, чем $\delta + \Delta\delta$, на угол поворота трубы с лимбом, равный $180 - 2\delta$. Следовательно, в положении «перекидка» отсчет по вертикальному кругу будет равен

$$N = \Delta\delta + 180 - \delta. \quad (24)$$

Складывая (24) и (23), получим

$$M + N = 180 + 2\Delta\delta,$$

откуда

$$\Delta\delta = \frac{M + N - 180}{2}. \quad (25)$$

Знак ошибки в определении вертикального угла будет зависеть от того, больше или меньше 180° сумма $M + N$. Очевидно, что поправка должна вводиться с противоположным знаком, а именно: если

$$M + N > 180,$$

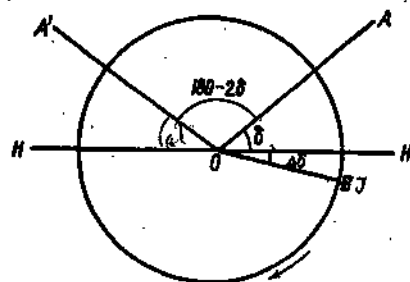


Рис. 14. Схема определения ошибки на смещение нуля вертикального лимба.

то поправка имеет знак минус, если

$$M + N < 180,$$

то поправка должна быть взята со знаком плюс.

Таким образом, постоянная поправка к отсчету вертикального лимба может быть определена с помощью визирования отдаленного предмета при двух положениях трубы: «наводка» и «перекидка». Величину и знак поправки дает следующая формула:

$$\Delta\delta = \frac{180 - (M + N)}{2}. \quad (26)$$

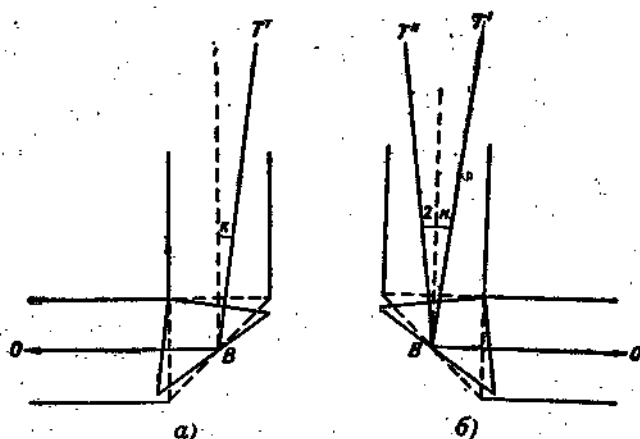


Рис. 15. Влияние неправильной установки призмы на коллимацию в положении «наводка» (а) и «перекидка» (б).

Когда ошибка вертикального лимба велика или желательно вообще ее устранить, то следует переместить пластинку с нанесенным на ней индексом таким образом, чтобы ошибку свести к нулю. В случае неправильной установки вертикального лимба ошибка устраняется поворотом лимба вокруг горизонтальной оси так, чтобы при горизонтальном положении трубы отсчет равнялся нулю.

3. Коллимационная ошибка возникает в том случае, если оптическая ось трубы не перпендикулярна горизонтальной оси. Причиной такого положения может служить неправильная установка призмы полного внутреннего отражения или зеркала, а также смещение центра сетки относительно горизонтальной оси. Угол отклонения оптической оси от перпендикуляра к горизонтальной оси называется коллимационным углом, или коллимацией.

На рис. 15 показано, как неправильная установка призмы вызывает появление коллимации. При правильной установке

призмы (показано пунктиром) в положении *a* мы увидим в перекрестье нитей, в точке *O*, изображение предмета *T*, лежащего на продолжении оптической оси *TB*, перпендикулярной горизонтальной оси *OB*. При неправильном положении призмы (показано сплошными линиями) мы увидим изображение предмета *T'*, лежащего на продолжении оптической оси *T'B*, не перпендикулярной горизонтальной оси. Угол между *TB* и *T'B* — коллимационный угол *k*.

Если трубу теодолита переведем через зенит и алидаду повернем на 180° (положение *б*), то в перекрестье нитей увидим предмет *T''*. Чтобы привести в точку *O* изображение предмета *T*, необходимо повернуть трубу в данном случае вправо на угол $2k$. Следовательно, при наличии коллимации отсчеты горизонтального круга до и после перекидки будут отличаться друг от друга, кроме разности в 180° , на двойной угол коллимации. В самом деле, пусть на рис. 16 *NN* — горизонтальная ось, *AB* — перпендикуляр к горизонтальной оси в плоскости горизонта, *OA₁* — оптическая ось, составляющая с *AB* коллимационный угол *k*. Направив оптическую ось на предмет *T*, в положении «наводка», мы отсчитываем угол α_1 . Сохраняя положение алидады, переведем трубу через зенит, тогда оптическая ось займет положение *OB₁*, симметричное по отношению к оси *NN*. Для того чтобы снова в перекрестье увидеть предмет *T'*, имея трубу в положении «перекидка», надо повернуть алидаду в направлении увеличения счета углов на угол $180^\circ + 2k$, а поэтому при перекидке новый отсчет будет равным $\alpha_1 + 180^\circ + 2k$, т. е.

$$\alpha_2 = \alpha_1 + 180 + 2k,$$

откуда

$$k = \frac{\alpha_2 - \alpha_1 - 180}{2}. \quad (27)$$

Таким образом, коллимационный угол определяется по формуле (27), где α_1 — отсчет горизонтального лимба в положении «наводка», α_2 — отсчет горизонтального лимба на тот же предмет в положении «перекидка».

Коллимационный угол берется со знаком плюс, если $\alpha_2 - \alpha_1$ больше 180° , и со знаком минус, если эта разность меньше 180° .

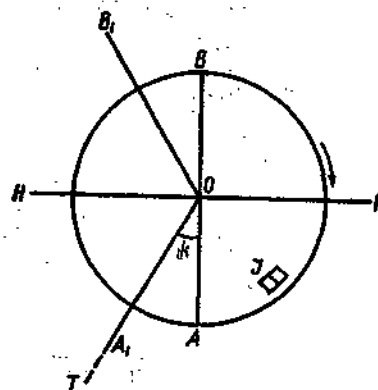


Рис. 16. Схема определения коллимационного угла.

Знак коллимации определяется направлением смещения призмы и, следовательно, направлением отклонения оптической оси. Для случая, изображенного на рис. 16, величина коллимации берется со знаком плюс, так как отклонение направлено в сторону возрастания счета углов.

Поправка к отсчетам горизонтального лимба за счет коллимации не является постоянной, а зависит не только от величины коллимационного угла, но также и от величины вертикального угла, под которым находится оптическая ось.

Рассмотрим рис. 17, на котором NN — горизонтальная ось, OA — перпендикуляр к оси NN , лежащей в плоскости горизонта,

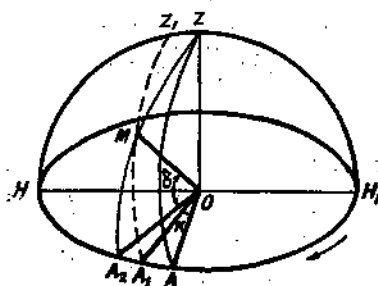


Рис. 17. Влияние вертикального угла на величину коллимационной поправки.

OZ — направление в зенит, OA_1 — оптическая ось, составляющая с OA коллимационный угол k .

Пусть в положении оптической оси OA_1 , направленной на предмет на горизонте, для простоты рассуждения под нулевой штрих нониуса подведен 0° горизонтального лимба, после чего он закреплен. При вращении оси OA_1 конец ее опишет не дугу большого круга, а дугу A_1Z_1 , ей параллельную и не проходящую через зенит. При этом с увеличением вертикального угла опти-

ческая ось будет все более смещаться по азимуту. Если направить оптическую ось на точку M , расположенную под вертикальным углом δ , то отсчет горизонтального лимба в этом положении должен отличаться от 0° на величину A_1A_2 , которая и является поправкой за счет коллимации. Нетрудно видеть, что с возрастанием вертикального угла эта поправка возрастает.

Пользуясь соотношениями сферической тригонометрии, можно установить, что

$$AA_2 = k \sec \delta, \quad (28)$$

и, следовательно,

$$A_1A_2 = k (\sec \delta - 1). \quad (29)$$

В табл. 5 даются абсолютные величины поправок на коллимацию в зависимости от значения коллимационного угла и отсчетов вертикального угла.

4. Эксцентриситет горизонтального лимба и алидады вызывается тем, что центры лимба и алидады не совпадают. В случае эксцентриситета вертикального лимба горизонтальная ось не проходит через его центр.

Так как аэрологические теодолиты обычно снабжены двумя диаметрально противоположными нониусами или индексами

Таблица 5

Значения коллимационных поправок в зависимости от величины коллимационного угла и отсчетов вертикального угла

Вертикальный угол, град.	Коллимационный угол λ град.			
	0,1	0,2	0,3	0,4
40	0,0	0,0	0,1	0,1
50	0,0	0,1	0,2	0,2
55	0,0	0,1	0,2	0,3
60	0,1	0,2	0,3	0,4
65	0,1	0,3	0,4	0,6
70	0,2	0,4	0,6	0,8
75	0,3	0,6	0,9	1,1
80	0,5	0,9	1,4	1,9
82	0,6	1,2	1,9	2,5
83	0,7	1,4	2,2	2,9
84	0,9	1,7	2,6	3,4
85	1,0	2,1	3,1	4,2

горизонтального лимба, то можно установить наличие эксцентриситета и определить величину поправки на основании следующих соображений (рис. 18).

Пусть точка O представляет центр горизонтального лимба, точка O_1 — центр алидады (проекцию вертикальной оси), N_1N_2 — линию нониусов, D_1D_2 — диаметр лимба. Очевидно, что отсчет α_1 по основному нониусу N_1 будет преуменьшен на угол $\Delta\alpha$, выражаемый дугой N_1D_1 . В то же время отсчет α_2 по второму нониусу N_2 будет превышать отсчет по основному нониусу на величину $180 + 2\Delta\alpha$, т. е.

$$\alpha_2 = \alpha_1 + 180 + 2\Delta\alpha,$$

откуда поправка

$$\Delta\alpha = \frac{\alpha_2 - \alpha_1 - 180}{2}. \quad (30)$$

Следовательно, правильный отсчет α может быть вычислен с помощью выражения

$$\alpha = \alpha_1 + \Delta\alpha = \frac{\alpha_1 + \alpha_2 - 180}{2}. \quad (31)$$

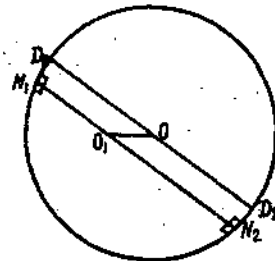


Рис. 18. Эксцентриситет горизонтального лимба и алидады.

Определение поправки на эксцентриситет вертикального лимба производится аналогичным образом.

Поправка на эксцентриситет, как видно из рис. 18, не остается постоянной для всех отсчетов горизонтального угла. В тех случаях, когда индексы находятся на линии OO_1 , она равна нулю. При других положениях алидады поправка возрастает, достигая максимума, когда индексы находятся на линии, перпендикулярной OO_1 .

Чтобы вести отсчеты по одному нониусу, необходимо проверить теодолит на эксцентриситет и в случае установления этого явления составить таблицу или график поправок.

При работе с теодолитами могут встретиться другие неисправности, которые могут быть устранены на месте, например, тугой ход алидады при вращении ее от руки, а также тугой ход трубы устраняется регулировкой фрикционных колец. Тугой ход, или «мертвый ход», микрометрических винтов устраняется или регулировочными винтами, или изменением сжатия фрикционных колец.

Для правильной ориентировки теодолита необходимо, чтобы стрелка буссоли была исправна и хорошо намагничена, что устанавливается путем проверки ее чувствительности.

§ 14. Водород для наполнения оболочек шаров-пилотов и радиозондов

Шаропилотные оболочки, а также оболочки, применяемые при подъемах шаров-зондов и радиозондов, обычно наполняются водородом и сравнительно редко — гелием.

В химически чистом виде водород представляет собой газ без запаха и цвета. Водород — самый легкий из всех существующих газов. При температуре 0° и давлении 1013 мм (760 мм) 1 м^3 водорода весит 0,09 кг, т. е. водород в 14,4 раза легче воздуха. Удельная подъемная сила химически чистого водорода при указанных условиях составляет $1,293 - 0,090 = 1,203 \text{ кг}$. Технический водород, применяемый для наполнения оболочек, содержит примеси, которые его утяжеляют и уменьшают подъемную силу. Поэтому удельная подъемная сила водорода как получаемого заводским способом, так и добываемого с помощью газогенераторов на месте потребления, в среднем составляет 1,1—1,15 кг.

При доступе воздуха или кислорода водород горит. В смеси с кислородом воздуха водород образует гремучий газ, который взрывается от огня или искры, если примесь воздуха к водороду составляет от 25 до 96%.

Присутствие пыли в водороде делает его носителем зарядов статического электричества, и электризация газопровода при выходе газа может создать благоприятные условия для искро-

вого разряда, а это может привести к возгоранию водорода или даже к взрыву.

Для предупреждения образования гремучей смеси в помещениях, где хранится или добывается водород, а также где производится наполнение оболочек, должно быть предусмотрено устройство для вентиляции. Во избежание пожара и взрыва в таких помещениях нельзя допускать зажигания огня и возникновения искры (топки печей, зажженной папиросы, электроаппаратуры и электрофонаря с искрящим выключателем). Гелий тяжелее водорода примерно в два раза, не горюч и поэтому безопасен. Удельная подъемная сила гелия всего на 7% менее удельной подъемной силы водорода, и для оболочек малого размера это различие не имеет значения. Широкому применению гелия для наполнения оболочек пока препятствует трудность его получения и дороговизна.

Водород для наполнения оболочек поступает на аэрологические станции в стальных баллонах или добывается на месте с помощью газогенераторов. Для хранения водорода применяются газгольдеры.

§ 15. Устройство водородных баллонов

Баллон для водорода представляет собой герметически закрывающийся сосуд цилиндрической формы с закругленным дном и оттянутой горловиной (рис. 19). Длина баллона 1,6 м, наружный диаметр 20 см и толщина стенок 9—14 мм. Вес баллона составляет около 62 кг. В баллоне заключено около 40 л водорода в сжатом состоянии под давлением 150 атм. При нормальном давлении содержащийся в баллоне водород займет объем 5—5,5 м³. Для определения количества наполняющего баллон водорода применяют манометр, присоединяющийся к выходному отверстию. В оттянутую горловину баллона ввинчивается вентиль, обеспечивающий плавный выпуск газа при высоком давлении. Вентиль предохраняется от повреждений чугунным колпаком, навинчиваемым на горловину.

На рис. 20 показано устройство вентиля. Своей нижней частью, имеющей коническую резьбу, вентиль ввинчен в горловину баллона 1. По оси вентиля проходит канал с боковым отводом, заканчивающимся навинтованным штуцером 2 для

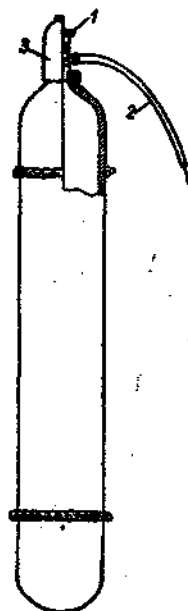


Рис. 19. Баллон для сжатого водорода.

1 — вентиль, 2 — штуцер для наполнения оболочек, 3 — защитный колпак.

выпуска газа из баллона. Выходное отверстие закрывается заглушкой 3 с левой резьбой, а канал по оси вентиля — навинтованной пробкой или золотником 4 с четырехгранным хвостом, заходящим в муфту 5, в которую входит такой же хвост шпинделя 6. На верхний конец шпинделя насажен маховичок (розетка) 7, поворотами которого можно поднимать или опускать пробку в ее навинтованном гнезде. В нижней части пробки запрессована прокладка из красной меди, которая, упираясь в бортик канала, закрывает выход газа из баллона.

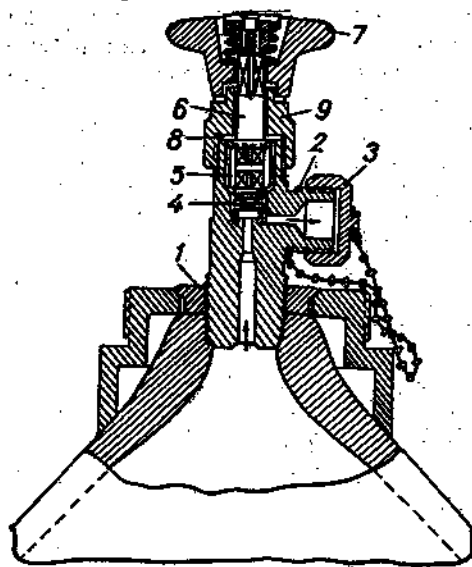


Рис. 20. Вентиль для водородных баллонов.

Для исключения возможности прорыва газа через вентиль предусмотрено особое устройство в виде фибровой прокладки 8 и уплотняющей гайки 9. Поворотом маховичка влево открывается выход газа к штуцеру, на который навинчивается шланг для наполнения оболочек. Левая резьба штуцера служит для отличия водородных баллонов от баллонов другого назначения.

Во избежание несчастных случаев и в интересах обеспечения исправности баллонов необходимо соблюдать надлежащие правила в обращении с баллонами при выпуске из них газа, а также при их переноске, хранении и перевозках.

§ 16. Добывание водорода с помощью газогенераторов

В пунктах, удаленных от мест получения водорода заводским способом, в труднодоступных районах, в походных условиях, а также в случае отсутствия баллонов с водородом на станции водород добывают на месте.

Различные способы добывания водорода, например из цинка и серной кислоты, из водородистого кальция, путем электролиза воды, оказываются невыгодными или вследствие дороговизны, или вследствие того, что выделенный водород имеет опасные примеси.

В практике газодобывания для наполнения оболочек шаров-пилотов и радиозондов, а также и для наполнения аэростатов

нашел применение так называемый щелочной способ. По этому способу при добывании водорода используется алюминий и раствор едкого натра или кремний и раствор той же щелочи.

В настоящее время в СССР наиболее распространен метод, в котором химикатами для получения водорода являются ферросилиций (SiFe_2), едкий натр (NaOH) и вода. Ферросилиций — это сплав кремния (силиция) с железом, представляющий собой твердое вещество темно-серого цвета.

Едкий натр, или каустическая сода, — белая плотная масса волокнисто-кристаллического строения; он разъедающе действует на кожу, платье и обувь.

При взаимодействии едкого натра, ферросилиция и воды происходит химическая реакция, которая может быть выражена следующим уравнением:



Рабочие формулы имеют разные варианты в зависимости от соотношения частей ферросилиция и едкого натра.

В результате реакции образуется силикат натрия, или жидкое стекло, и водород. Реакция происходит со значительным выделением тепла.

В настоящее время на аэрологической сети СССР для добывания водорода применяется преимущественно газогенератор высокого давления АВГ-40 производительностью до $2,5 \text{ м}^3$ водорода от одной полной зарядки.

Баллонный газогенератор АВГ-40 (рис. 21) состоит из двух основных частей: реактора 1 и головки 2. Реактором служит стандартный водородный баллон. В нем протекает химический процесс под давлением, достигающим 100 атм , с повышением температуры до 250° . Реактор устанавливается на штативе или козлах 6 при помощи обоймы с двумя цапфами 7. Ручки, прикрепленные к обойме 8, расположенной в нижней части реактора, позволяют поворачивать его в нужное положение.

На горловину реактора, через отверстие которой он заряжается, навинчивается головка газогенератора. В боковые

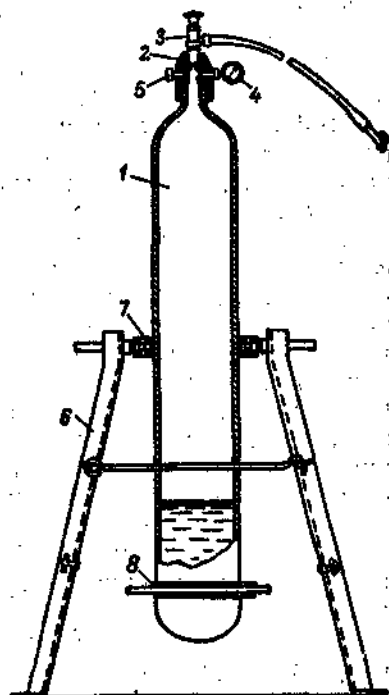


Рис. 21. Общий вид баллонного газогенератора.

отверстия головки ввернут манометр 4 для контроля за давлением в реакторе и предохранительный клапан 5, ограничивающий величину этого давления. В верхнюю часть головки ввинчен обычный баллонный вентиль 3, к боковому штуцеру которого присоединяется дюритовый шланг.

Основной частью предохранительного клапана является сплошная тонкая серебряная пластинка, плотно прижатая к отверстию, сообщаемому с реактором при помощи завинчивающейся пробки со сквозным отверстием. Если давление в реакторе повысится до 110 атм, т. е. превысит допустимое рабочее давление 100 атм, то предохранительная серебряная пластинка прорвется и давление спадет.

При газодобытии в зависимости от того, требуется ли водород для наполнения шаропилотных оболочек или оболочек радиозондов, в реактор засыпается определенное количество химикатов.

При добывании водорода в баллонном газогенераторе также следует соблюдать условия безопасности в работе. Манометр и предохранительный клапан должны быть в исправности. При закладке химикатов нельзя допускать доз, превышенных по сравнению с указанными в соответствующих наставлениях. При реакции в газогенераторе давление не должно превышать 100 атм. Чтобы не пострадать от струи газа в случае его прорыва, воспрещается стоять против предохранительного клапана. Во избежание возникновения электрического заряда штатив и реактор, поставленные на деревянном полу или асфальте, должны быть заземлены.

В последнее время все большее применение находит щелочной способ добывания водорода с применением порошка алюминия.

При взаимодействии алюминия со щелочью и водой водород получается при реакции, протекающей по формуле



При этом на 1 г алюминия выделяется 1,24 л водорода при затрате 1,48 г едкого натра. Если реакция происходит до полного гидролиза образующегося алюмината натра с вступлением в реакцию едкого натра, получающегося при гидролизе, то затрата едкого натра уменьшается в 15—30 раз по сравнению с рассчитанным по формуле.

Преимущества использования алюминия заключаются в том, что в этом случае снижается общий вес требуемых химикатов, допускается использование неподогретой воды и облегчается очистка газогенератора от продуктов реакции. Кроме того, газодобытие протекает значительно спокойнее и равномернее, чем при применении ферросилиция.

По указанному способу можно добывать водород в баллонном газогенераторе, работающем под большим давлением, что удобно для обеспечения выпусков шаров-пилотов. На станциях радиозондирования с целью получения необходимого для наполнения оболочки количества газа (около 3 м^3) за одну зарядку удобнее пользоваться газогенератором Г-3, работающим при нормальном давлении.

Газогенератор Г-3 (рис. 22) состоит из трех металлических сосудов, соединенных между собой шлангами: реактора 1, холодильника 2 и дозирочного бачка 3.

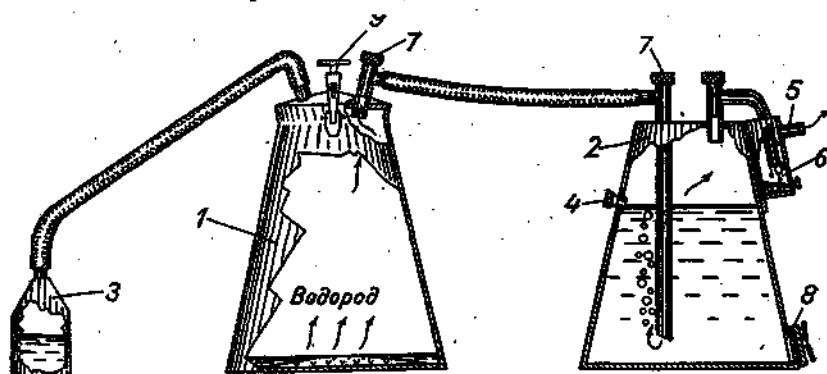


Рис. 22. Схема газогенератора Г-3.

1 — реактор, 2 — холодильник, 3 — дозирочный бачок, 4 — контрольное отверстие, 5 — патрубок для выхода водорода в оболочку, 6 — отстойник, 7 — предохранительные клапаны, 8 — сливное отверстие, 9 — зажимный винт.

Выделяющийся при взаимодействии химикатов водород поступает по шлангу из реактора в холодильник. Здесь, проходя через холодную воду, он освобождается от увлеченных из реактора водяных паров и высушенный поступает через патрубок 5 в оболочку шара или газгольдер. Дозирочный бачок служит для подливания воды порциями около 1 л, что необходимо для гидролиза алюмината натрия.

§ 17. Оболочки, применяющиеся для шаров-пилотов, радиопилотов и радиозондов

Одним из основных требований к оболочкам, применяющимся для шаропилотных и радиопилотных наблюдений, как и для подъема радиозондов, является их эластичность, позволяющая оболочке свободно растягиваться при уменьшении плотности воздуха. Как мы видели, это условие определяет достаточное постоянство вертикальной скорости почти во все время подъема, если отсутствует диффузия газа. Поэтому, кроме эластичности, оболочки должны обладать малой газопроницаемостью.

В течение некоторого периода резиновые оболочки изготовлялись путем склейки отдельных сегментов из натурального каучука. Толщина оболочек составляла 0,4—0,5 мм. В 1942 г. в СССР был разработан способ изготовления оболочек без швов из натурального каучукового латекса (жидкого каучука). В последующие годы как в СССР, так и за границей для изготовления оболочек наряду с натуральным стали использовать синтетический каучук.

Испытания оболочек, изготовленных из синтетического латекса, показали, что по своим физико-механическим свойствам синтетический каучук имеет некоторые преимущества перед натуральным. Газопроницаемость его ниже, чем натурального каучука. Он менее горюч, более стоек по отношению к органическим и минеральным растворителям.

Беспшовные оболочки изготовляются путем погружения металлической или стеклянной шарообразной либо яйцевидной формы в ванну, содержащую латекс. При погружении на форме образуется тонкий слой резины, который при многократном погружении утолщается до желаемой величины. При таком способе изготовления не всегда можно добиться равномерной толщины оболочки, а это приводит к неправильной форме шара-пилота при ее наполнении. При подъеме неравномерная толщина оболочки может вызвать преждевременный разрыв в наиболее тонком месте.

Более совершенным способом изготовления оболочек следует считать разбрызгивание центробежным способом латекса внутри сферической формы. Тогда оболочки получаются достаточно равномерными по толщине, которая составляет от 0,3 до 0,12 мм.

Для придания резине оболочек большей степени растяжимости и эластичности также и при низких температурах материал оболочек подвергается вулканизации, т. е. пропитыванию серой.

Для лучшей видимости шаров-пилотов при наблюдениях в условиях облачного неба оболочки окрашиваются в красный, черный и другие цвета.

Оболочки снабжены аппендиксом, через который производится наполнение газом.

Изготавливаемые оболочки в зависимости от назначения имеют различные размеры и вес. Номенклатура оболочек в СССР составлена на основании величины диаметра (в сантиметрах) в момент, когда оболочка приняла форму шара, но еще не растягивалась. В настоящее время изготавливаются оболочки № 10, 20, 30, 100 и 150. Их характеристики приводятся в табл. 6.

Оболочки № 10, 20 и 30 применяются при шаропилотных наблюдениях, причем оболочками № 10 и 20 пользуются также при бестеодолитных наблюдениях для определения высоты облаков. Оболочки № 100 являются основным типом радиозондовых оболочек, а № 150 применяются для повышения потолка радио-

Таблица 6

№ оболочек	Диаметр оболочки в нераздутом состоянии, см	Вес, г	Норма наполнения		Разрывная длина окружности, см
			длина окружности, см	свободная подъемная сила, г	
10	10	10—15	140	35—40	160
20	20	30—40	250	200—230	315
30	30	75—90	280	300—350	470
100	90—110	365—450	—	2000—2200	—
150	140—150	800—950	—	2200—2500	—

зондирования. Указанные в таблице нормы наполнения соответствуют назначению каждого типа оболочки.

По мере подъема шара-пилота или радиозонда оболочка растягивается и объем шара увеличивается обратно пропорционально изменению плотности воздуха. Это растяжение происходит до тех пор, пока толщина оболочки не достигает своей предельной величины, при которой она разрывается. Очевидно, что моменту разрыва соответствует некоторая длина окружности большого круга шара C_n , которая носит название разрывной длины окружности. Средняя величина разрывной длины окружности может быть определена экспериментальным путем. Зная эту величину, нетрудно вычислить и среднюю высоту разрыва. Если через V_0 и V_n обозначим объем шара в начальный момент и при разрыве оболочки, а через ρ_0 и ρ_n — плотность воздуха в те же моменты, то можем написать, что

$$\frac{V_n}{V_0} = \frac{\rho_0}{\rho_n},$$

откуда

$$\rho_n = \rho_0 \frac{C_0^3}{C_n^3}. \quad (32)$$

Если принять, что C_0 — длина окружности при нормальном наполнении, ρ_0 — средняя плотность воздуха у земли, то по формуле (32) можно вычислить среднюю плотность воздуха на уровне разрыва оболочки. Отсюда нетрудно определить и максимальную высоту подъема шара-пилота или шара-зонда, воспользовавшись барометрической формулой.

В изготовлении каучуковых оболочек в настоящее время достигнуты существенные успехи, так что толщина оболочки при разрыве составляет только 0,005—0,01 мм. Это обеспечивает высоту подъема радиозондов до 30—40 км.

Для подъема радиозондов и специальной научной аппаратуры на большие высоты применяются пластмассовые оболочки (см. гл. III).

§ 18. Производство шаропилотных наблюдений

Перед наблюдением теодолит устанавливается на штативе или на специально врытом столбе на площадке, достаточно открытой во всех направлениях. После установки теодолит подготавливается для наблюдений. Подготовка теодолита состоит из следующих операций: 1) нивелировки, 2) регулировки окуляра и 3) ориентировки.

Ориентировка теодолита для однопунктных наблюдений производится таким образом, чтобы отсчеты по горизонтальному лимбу соответствовали азимутам оптической оси теодолита. Другими словами, при направлении трубы на север отсчет горизонтального лимба должен быть равен 0° .

Ориентировку теодолита можно проводить как по буссоли, учитывая магнитное склонение, так и по мире.

Мирами называются неподвижные, достаточно удаленные предметы (труба, шпиль, мачта и т. п.), азимуты которых определены заранее. Азимут миры можно определить по теодолиту с помощью буссоли или по наблюдениям Полярной звезды.

С целью определения инструментальных ошибок теодолита производится его поверка или при каждом наблюдении (при базисных наблюдениях), или регулярно через некоторые промежутки времени (при однопунктных наблюдениях).

Как уже говорилось, для шаропилотных наблюдений применяются оболочки различных размеров. Выбор размера оболочки в каждом отдельном случае производится в зависимости от ветра и облачности. При облачном небе, когда продолжительность наблюдений ограничивается вхождением шаров-пилотов в облака, выбор оболочек определяется высотой облаков. В условиях сильного ветра шары-пилоты быстро удаляются от пункта наблюдений, поэтому берется оболочка больших размеров. Наконец, при выборе оболочек исходят из требуемого максимума высоты определения скорости и направления ветра.

Наполнение оболочек водородом производится из баллона или газогенератора. Степень наполнения их определяется некоторой нормой, соответствующей определенной свободной подъемной силе или длине окружности (табл. 6).

В случае необходимости получения стандартной вертикальной скорости оболочку наполняют до заранее найденной по таблицам свободной подъемной силы. Для этой цели удобно пользоваться шаропилотным комплектом ШК-50.

Наблюдения над шаром-пилотом в дневное время состоят в том, что наблюдатель сначала от руки, затем вращением ми-

крометренных винтов ведет трубу теодолита за шаром так, чтобы его изображение находилось вблизи центра сетки. В момент отсчета шар должен точно находиться в центре сетки.

Для производства шаропилотных наблюдений в ночное время применяют небольшие бумажные фонарики, свет которых наблюдают в теодолит (рис. 23).

Вместо указанного фонарика иногда применяют фонарь другого типа, например круглый.

В качестве более сильного источника света возможно применение электрической лампочки с питанием от сухого элемента или батареи.

Как показали опыты, применение фонариков с электроосвещением дает выигрыш в высоте наблюдений по сравнению с фонариком со свечой на 1,5—2 км, если вертикальная скорость шара равна 300 м/мин.

Для ночных наблюдений теодолит должен быть подготовлен заранее.

При определении свободной подъемной силы необходимо учитывать вес снаряженного фонарика. Кроме того, к табличной вертикальной скорости вводится поправка на сопротивление бумажного фонарика обычного типа, равная 6%.

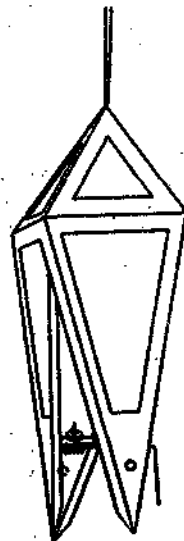


Рис. 23. Фонарик для ночных шаропилотных наблюдений.

§ 19. Обработка шаропилотных наблюдений для определения ветра

Как было показано в § 4, для определения скорости и направления ветра в свободной атмосфере по методу шаропилотных наблюдений необходимо построить горизонтальную проекцию пути шара-пилота. Такое построение возможно, если в последовательные моменты времени известна высота шара-пилота, азимут и вертикальный угол направления на шар. Высота шара, как уже указано, вычисляется в предположении постоянства вертикальной скорости по формуле

$$H = Wt,$$

где W — вертикальная скорость, а t — время, протекшее от момента выпуска шара до момента отсчета.

Азимут и вертикальный угол измеряются при наблюдениях с помощью теодолита.

Пользуясь указанными тремя координатами, можно построить для всех моментов отсчетов проекции шара, соединив

которые получим проекцию пути шара-пилота в виде некоторой кривой.

Положение проекции шара для последовательных моментов времени может быть определено по горизонтальным удалениям шара от места наблюдения и азимутам. Горизонтальное удаление L определяется по формуле

$$L = H \operatorname{ctg} \delta,$$

где δ — вертикальный угол.

Эту же величину можно получить геометрическим построением прямоугольного треугольника, образованного точкой наблюдения, шаром-пилотом и его проекцией.

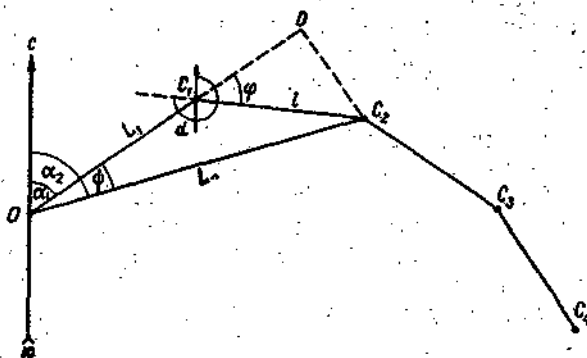


Рис. 24. Горизонтальная проекция пути шара-пилота и вычисление скорости и направления ветра.

Допустим, что ломаная линия $OC_1C_2C_3C_4$ (рис. 24) изображает проекцию пути шара-пилота. Тогда отрезки между проекциями OC_1 , C_1C_2 , C_2C_3 и C_3C_4 будут характеризовать скорость ветра по величине и направлению. Эти отрезки определяют среднюю скорость ветра в слоях, проходимых шаром в промежутки времени между последовательными отсчетами. Полученные скорости ветра относят к высотам середины слоев, определяемым как средние арифметические высот в начале и конце рассматриваемых промежутков времени.

Скорости и направления ветра можно определить также путем вычисления по формулам, не прибегая к графическому построению. Один из таких аналитических методов состоит в следующем.

Для нахождения ветра, характеризующегося, например, отрезком $C_1C_2=l$, продолжим линию горизонтального удаления L_1

до пересечения с перпендикуляром, опущенным на нее из проекции C_2 . В таком случае будем иметь

$$\frac{l}{\sin(\alpha_2 - \alpha_1)} = \frac{L_1}{\sin(\varphi - \psi)},$$

где ψ — разность азимутов $\alpha_2 - \alpha_1$.

Отсюда

$$l = \frac{L_1 \sin \psi}{\sin(\varphi - \psi)}. \quad (33)$$

Для определения угла φ можно воспользоваться треугольником ODC_2 , из которого следует

$$\operatorname{ctg} \varphi = \frac{DC_1}{DC_2} = \frac{L_2 \cos \psi - L_1}{L_2 \sin \psi} = \operatorname{ctg} \psi - \frac{L_1}{L_2 \sin \psi}, \quad (34)$$

или

$$\varphi = \operatorname{arccctg} \left(\operatorname{ctg} \psi - \frac{L_1}{L_2 \sin \psi} \right). \quad (35)$$

Таким образом, по значениям горизонтальных удалений L_1 и L_2 и азимутов α_1 и α_2 можно вычислить величину l . Разделив полученную величину на промежуток времени между отсчетами, найдем скорость ветра.

Направление ветра характеризует угол d , т. е. азимут точки C_1 по отношению к точке C_2 . Как видно на рис. 24, величина d определяется с помощью формулы

$$d = \alpha_1 + \varphi + 180. \quad (36)$$

Решение задачи определения скорости и направления ветра этим методом имеет четыре варианта в зависимости от того, удаляется или приближается проекция шара-пилота к месту наблюдения, и как изменяется азимут шара.

В практике обработки шаропилотных наблюдений применяются главным образом графические методы. Определение ветра этими методами проще и быстрее.

§ 20. Обработка шаропилотных наблюдений при помощи круга Молчанова (планшета А-30)

Наибольшее распространение при шаропилотных наблюдениях получил графический способ обработки при помощи круга Молчанова.

Круг Молчанова состоит из трех частей (рис. 25):

1) деревянного или металлического планшета с наклеенной на нем номограммой;

2) подвижного целлулоидного диска, вращающегося около центра;

3) подвижной целлулоидной линейки.

Проекция шара-пилота наносится на подвижный диск, по окружности которого отложены деления от 0 до 360°. Центр диска

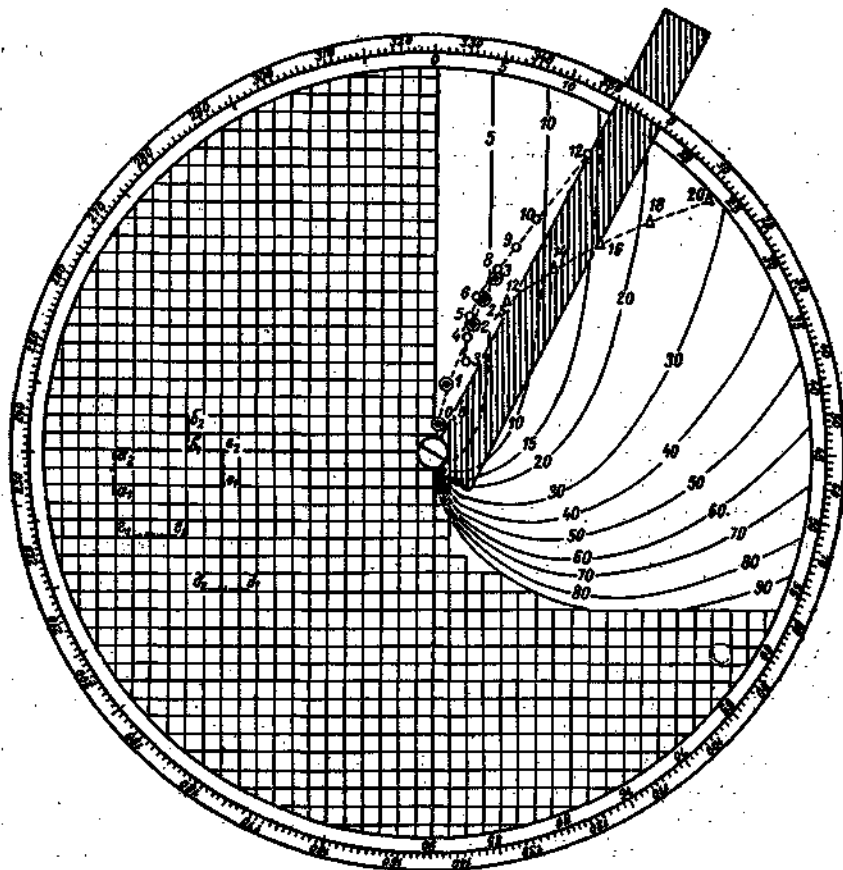


Рис. 25. Построение проекции шара-пилота на круге Молчанова.

представляет собой место наблюдений. При нанесении проекций от центра откладывают расстояния до проекции в соответствии с измеренными азимутами, пользуясь градусными делениями диска. Для определения расстояния до проекции служит номограмма планшета и подвижная линейка.

В правой части номограммы (по окружности неподвижного круга) нанесены в удвоенном угловом масштабе деления, соответствующие значениям вертикальных углов от 0 до 90°. Здесь же построено семейство кривых, рассчитанных по уравнению

$$L = H \operatorname{ctg} \delta.$$

Каждая кривая семейства является геометрическим местом горизонтальных удалений шара-пилота (расстояний до проекций) при различных значениях вертикального угла и определенной высоте. Следовательно, если подвижную линейку установить так, чтобы ее край проходил через центр планшета и угловое деление диаграммы, соответствующее отсчету по вертикальному лимбу теодолита, то расстояние от центра до пересечения края линейки с кривой, соответствующей высоте шара, даст расстояние до его проекции.

Семейство кривых и сетка квадратов, расположенная на левой стороне диаграммы, вычерчены в масштабе 1 : 30 000, т. е. одно деление сетки соответствует 60 м.

Для нанесения проекции шара необходимо поставить подвижный диск в такое положение, чтобы луч, идущий из центра круга через деление, соответствующее азимуту шара, прошел также через деление на планшете, равное отсчету вертикального угла. Затем, пользуясь линейкой, нужно отметить точку пересечения луча с кривой, соответствующей высоте шара.

Для определения скорости и направления ветра в слое необходимо отрезок, соединяющий соседние проекции шара, расположить параллельно линиям сетки. Если промежуток времени между соседними отсчетами углов равен 1 мин., скорость ветра (в м/сек) равна количеству клеток, уместившемуся на отрезке. В самом деле, одно деление сетки равно 60 м на местности и соответствует скорости ветра 1 м/сек. Если на отрезке укладывается n клеток, то скорость ветра равна n м/сек. Если отсчеты углов производились через k мин., то скорость ветра равна $\frac{n}{k}$ м/сек.

Направление ветра отсчитывается по шкале подвижного диска против конца диаметра неподвижного круга, который направлен в сторону предыдущей проекции.

Следует отметить, что перед нанесением проекций на круг Молчанова необходимо вычислить высоты шара-пилота, соответствующие этим проекциям.

Полученные скорости и направления ветра относятся к уровням, расположенным в середине каждого слоя, высота которого находится как полусумма

$$\frac{H_n + H_{n+1}}{2},$$

где H_n — высота шара в начале рассматриваемого промежутка времени, а H_{n+1} — в конце этого промежутка.

Далее вычисляется скорость и направление ветра на стандартных высотах путем интерполирования по данным, относящимся к соседним серединам слоев, лежащих выше или ниже определенной стандартной высоты.

Рассмотренный метод обработки применяется при наблюдениях не только за шарами-пилотами, но и за радиозондами, так как в основе определения ветра в том и другом случае лежит один и тот же принцип, разобранный в § 1 этой главы.

С целью ускорения процесса обработки теодолитных и радиолокационных наблюдений используется способ обработки по условной вертикальной скорости. Сущность его состоит в следующем. Предполагается, что вертикальная скорость радиозонда постоянна и равна W_0 (обычно W_0 принимается равным 100 м/мин). По этой вертикальной скорости предварительно вычисляют высоту радиозонда, а по мере измерения его угловых координат во время наблюдения с помощью круга Молчанова, как обычно, находят направление и скорость ветра.

Направление ветра для каждого слоя можно определить уже к моменту окончания наблюдений, а полученные при обработке значения скорости ветра должны быть исправлены путем умножения их на поправочный коэффициент $\frac{W}{W_0}$, где W — действительная вертикальная скорость радиозонда. Это вытекает из того, что горизонтальные удаления шара и расстояния между его проекциями при данных значениях угловых координат и времени зависят только от высоты шара или его вертикальной скорости, которую в первом приближении можно считать постоянной ($L = Wt \operatorname{ctg} \delta$).

Высота радиозонда и его вертикальная скорость W , так же как и высота середины слоя, к которому относятся данные о ветре, находят при обработке сигналов радиозонда (см. гл. V).

§ 21. Обработка наблюдений за шарами-пилотами и радиозондами аналитическим способом с помощью логарифмического круга А-39

Графический способ обработки теодолитных, радиотеодолитных и радиолокационных наблюдений за шарами-пилотами и радиозондами при больших удалениях шара не может обеспечить требуемую точность определения скорости и направления ветра. Происходит это потому, что, проводя обработку с помощью круга Молчанова, при больших удалениях шара приходится уменьшать масштаб построения проекции его пути. Последнее ведет к уменьшению точности нанесения проекций и увеличению

погрешностей в определении величины и направления отрезков между проекциями.

Обычно обработка наблюдений графическим способом производится до тех высот, пока проекции могут быть нанесены в масштабе 1 : 60 000. Дальнейшее уменьшение масштаба при больших удалениях шара не рекомендуется и следует переходить к аналитической обработке наблюдений.

Хотя такой способ обработки требует больше времени, чем графический, его применение дает выигрыш в точности определения ветра, особенно при наблюдениях с помощью радиолокационных средств, когда наблюдения за радиозондом производятся при его удалении до 80—100 км.

Удобным для вычисления скорости и направления ветра является аналитический способ, разработанный В. М. Михелем. Этот способ состоит в следующем. Для нахождения ветра, характеризующегося, например, отрезком C_1C_2 (рис. 26), разложим вектор ветра l на две составляющие: радиальную l_r по направлению горизонтального удаления шара L_2 и тангенциальную l_t , перпендикулярную l_r . В таком случае будем иметь

$$l_r = L_2 - L_1 \cos \psi, \quad (37)$$

где ψ — разность азимутов $\alpha_2 - \alpha_1$;

$$l_t = L_1 \sin \psi, \quad (38)$$

$$\varphi = \arctg \frac{l_t}{l_r}. \quad (39)$$

Подобно тому как об этом было сказано в § 19, в зависимости от того, удаляется или приближается проекция шара к месту выпуска O и как изменяется азимут шара, направление ветра определяется по формулам:

$$d = \alpha_2 \pm \varphi \pm 180 \quad (\text{при удалении}), \quad (40)$$

$$d = \alpha_2 \pm \varphi \quad (\text{при приближении}). \quad (41)$$

Угол φ следует рассматривать как угол между направлением на последующую проекцию и отрезком между проекциями.

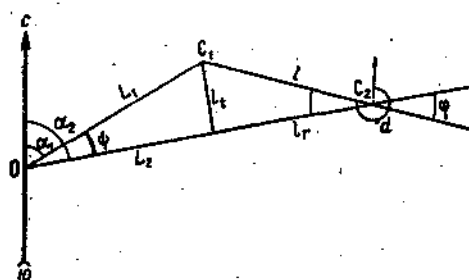


Рис. 26. Вычисление скорости и направления ветра аналитическим методом (по В. М. Михелю).

Легко видеть, что в рассмотренном на рис. 26 случае

$$d = \alpha_2 + \varphi + 180^\circ.$$

Полную скорость ветра можно найти, пользуясь выражением

$$u = \frac{l_t}{\sin \varphi} \frac{1}{t_2 - t_1}, \quad (42)$$

или

$$u = \frac{l_r}{\cos \varphi} \frac{1}{t_2 - t_1}, \quad (43)$$

где $t_2 - t_1$ — промежуток времени между отсчетами для положений проекций C_1 и C_2 .

Имея в виду требуемую точность вычислений скорости ветра до ± 1 м/сек и направления до $\pm 1^\circ$, обработку по приведенным формулам производят с помощью специального логарифмического круга А-39, предложенного А. Е. Щекиным.

Логарифмические шкалы, развернутые по окружности неподвижного диска, вместе с подвижным кругом и линейкой-индексом дают возможность пользоваться кругом А-39, как обычной логарифмической линейкой.

§ 22. Обработка шаропилотных наблюдений, произведенных с движущегося корабля

При обработке шаропилотных наблюдений с движущегося корабля необходимо учитывать следующие особенности: изменение положения места наблюдений и способ ориентировки теодолита.

Изменение места наблюдений определяется скоростью и направлением движения корабля. Скорость движения корабля измеряется в узлах (1 узел равен 1 миле в час, или 1,83 км/час). Направление движения определяется курсом корабля, т. е. углом, образуемым продольной осью корабля с направлением на север.

От способа ориентировки теодолита зависит определение азимута шара-пилота.

При наблюдениях с движущегося корабля ориентировка теодолита может быть различной. Теодолит можно ориентировать по меридиану, как обычно. В этом случае при направлении зрительной трубы вдоль диаметральной плоскости корабля (рис. 27) к нулю нониуса подводится деление горизонтального лимба, равное курсу корабля k . Тогда отсчеты горизонтального лимба будут соответствовать азимутам направления на шар-пилот.

При переменном курсе или дрейфе корабля более удобной считается установка, в которой горизонтальный лимб ориентируют так, чтобы при направлении трубы параллельно продольной

оси корабля отсчет по лимбу равнялся нулю. Тогда азимут направления на шар-пилот определится суммой $k + \varphi$, где φ — отсчет по горизонтальному лимбу, т. е.

$$\alpha = k + \varphi.$$

Пусть в некоторый момент времени, когда корабль находится в точке O (рис. 28), выпущен шар-пилот.

В последовательные моменты отсчетов угловые координаты шара определяются тогда, когда корабль находится в точках $O_1, O_2, O_3, O_4 \dots$. Положение этих точек, как мы видели, зависит от курса и скорости движения корабля. Если ломаная линия

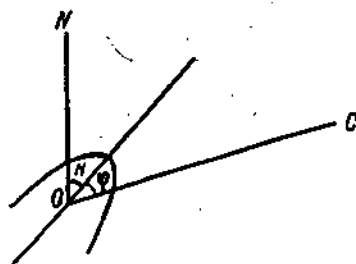


Рис. 27. Схема ориентировки теодолита на корабле.

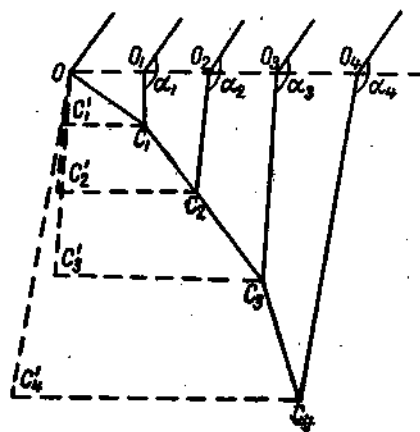


Рис. 28. Построение проекции пути шара-пилота при наблюдениях с движущегося корабля.

$OC_1C_2C_3C_4$ изображает горизонтальную проекцию пути шара-пилота, то в случае неподвижного корабля мы получили бы ее по проекциям шара-пилота в последовательные моменты, откладывая расстояния до проекций по азимутам, как это делается при обработке наблюдений на суше. В случае же движущегося корабля, как это видно на рис. 28, положение тех же проекций мы получаем с помощью горизонтальных удалений и азимутов, отличающихся от тех, которые получаются при неподвижном месте наблюдений. В условиях движущегося корабля мы располагаем данными, определяющими расстояние до проекций $O_1C_1, O_2C_2, O_3C_3 \dots$ и азимуты $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3 \dots$ ¹. Отсюда вытекает и последовательность обработки таких наблюдений при помощи круга Молчанова.

¹ Нетрудно видеть, что без учета перемещения корабля мы получили бы искаженное представление о проекции пути шара-пилота, выражаемой точками $O, C_1', C_2', C_3' \dots$

Сначала на подвижном диске круга следует найти положение корабля к моменту отсчета, а затем от полученных таким образом точек отложить расстояния до проекций в соответствии с данными наблюдений. Предполагается, что при обработке наблюдений скорость и курс корабля известны.

Имеется таблица для перевода скоростей, выраженных в милях, в число клеток круга Молчанова для различного числа минут.

Установив подвижный диск делением, соответствующим курсу корабля, против одного из диаметров диаграммы, отмечают точки положения корабля. Для этого по промежутку времени от выпуска до момента отсчета и скорости корабля в таблице находят число клеток, которое соответствует расстоянию корабля от места выпуска, и откладывают найденное число клеток от центра по диаметру. Далее по высоте и вертикальному углу находят расстояние до проекции и измеряют его числом клеток, уложившихся от центра диска до проекции. Затем от каждой из нанесенных точек положения корабля откладывают расстояния до проекций шара по их азимутам. Для этого совмещают деления диска, соответствующие азимутам, с диаметрами диаграммы и параллельно диаметрам откладывают найденные ранее расстояния до проекций от соответствующих точек положения корабля.

Полученные таким образом проекции, отнесенные к месту выпуска O , дадут проекцию пути шара $OC_1C_2C_3C_4 \dots$, по которой обычным способом определяется скорость и направление ветра.

§ 23. Отклонения фактической вертикальной скорости шара-пилота от расчетной и вызывающие их причины

Из предыдущего можно было видеть, что для определения скорости и направления ветра должна быть известна высота шара-пилота, азимут и вертикальный угол направления на шар. Ошибки в определении этих координат должны повести к ошибкам в определении скорости и направления ветра.

Высота шара в наблюдениях с одного пункта определяется по табличной вертикальной скорости. Следовательно, если фактическая вертикальная скорость не совпадает с расчетной (табличной), то возникает погрешность в определении не только высоты, но и скорости и направления ветра.

При прочих равных условиях погрешности в определении скорости и направления ветра возрастают с увеличением погрешности в определении вертикальной скорости шара-пилота.

Опыты по определению действительной вертикальной скорости как в закрытых помещениях, так и при поднятии шара в атмосфере показали, что для шаров, имеющих одни и те же значения веса оболочки и свободной подъемной силы, вертикальные

скорости получаются различными, несмотря на то что условия опытов исключали наличие вертикальных движений воздуха.

Одной из основных причин этого расхождения следует считать то, что коэффициент c , входящий в формулу (8) для расчета сопротивления воздуха, не является постоянным. В § 5 уже говорилось о том, что значение коэффициента c определяется числом Рейнольдса

$$Re = \frac{cDW}{\eta}.$$

На рис. 29 приведены полученные в результате опытов в аэродинамической трубе кривые, характеризующие зависимость величины c от значения Re .

Правая кривая представляет изменение c при различных значениях Re в спокойном потоке воздуха, левая пунктирная кривая дает зависимость c от Re при турбулентном его состоянии. Кривые показывают, что c мало меняется до некоторого критического значения Re , после чего в определенной области значений Re c быстро уменьшается. При дальнейшем увеличении Re величина c снова становится почти постоянной, хотя и меньшей, чем до критического значения Re .

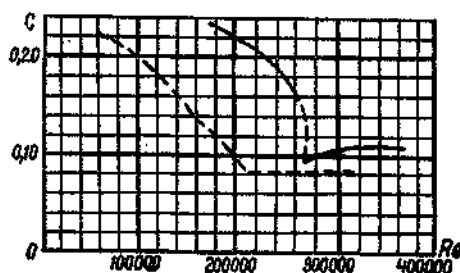


Рис. 29. Зависимость величины коэффициента сопротивления c от числа Рейнольдса.

Сравнение кривых, полученных для различного состояния воздуха, показывает, что в турбулентном воздухе значения c , соответствующие тем же значениям Re , оказываются меньшими, чем в спокойном. При этом область значений Re , при которых наступает резкое уменьшение c , смещается в сторону меньших Re .

Аналогичный характер изменения c в зависимости от Re был получен при подобных исследованиях в свободной атмосфере.

Изучение аэродинамического сопротивления воздуха шару показало, что между изменением сопротивления и распределением давления по поверхности шара в его тыловой части имеется определенная зависимость.

При обтекании шара воздухом вследствие срыва потока с поверхности шара и образования вихревой области позади него появляются силы отрицательного давления, направленные против движения шара. В турбулентном потоке величина этого отрицательного давления оказывается меньшей, чем в спокойном. Объясняется это тем, что при турбулентном состоянии точки срыва потока смещаются в направлении к тыловой части шара, что обуславливает уменьшение отрицательного давления.

Так как полное аэродинамическое сопротивление, испытываемое шаром, складывается из лобового и тылового сопротивлений, а величина первого из них не зависит от состояния воздуха, то полное сопротивление в турбулентном воздухе меньше, чем в спокойном.

В условиях свободной атмосферы на величину сопротивления окажут влияние вихри, размеры которых соизмеримы с толщиной пограничного слоя шара, т. е. от нескольких миллиметров до нескольких сантиметров.

Из сказанного вытекает, что различие в значениях вертикальной скорости, полученное для шаров одинаковых размеров и одинаковой подъемной силы, можно объяснить влиянием различной степени турбулентности воздуха, которая обуславливает значение коэффициента c .

Хорошим подтверждением изменения сопротивления в зависимости от характера потока обтекания служит экспериментальное исследование распределения сил давления на шар, проведенное С. И. Троицким и П. А. Молчановым. В указанных опытах деревянный шар помещался перед соплом аэродинамической трубы. В шаре имелось отверстие, которое соединялось с микроманометром, измерявшим давление. Шар мог поворачиваться вокруг вертикальной оси так, что можно было проследить изменение давления по экватору шара. Опыты проводились при одной и той же скорости как в спокойном, так и в турбулентном потоке.

Результаты измерений показали, что общее сопротивление, испытываемое шаром в турбулентном потоке, меньше, чем в спокойном, за счет уменьшения тылового сопротивления в турбулентном воздухе.

Указанные исследования применимы к движению шара в свободной атмосфере, хотя характер зависимости коэффициента сопротивления от степени турбулентности еще не вполне изучен.

Если учесть влияние турбулентности на изменение величины c , то из рис. 29 также можно сделать выводы о поведении шара-пилота в зависимости от Re . Как можно видеть, различие значений c для турбулентного и спокойного воздуха при значении $Re > 3 \cdot 10^5$ значительно меньше, чем в области значений Re от $2 \cdot 10^5$ до $3 \cdot 10^5$. В таком случае, если шару при выпуске соответствовало значение Re , находящееся в области этих значений, то при поднятии шара в более спокойные слои, даже при неизменившемся Re , коэффициент c резко изменится, что повлечет за собой соответственное изменение вертикальной скорости. Наоборот, если Re лежит за пределами значения $3 \cdot 10^5$, то изменение состояния воздуха мало отразится на величине c . Поэтому вертикальные скорости больших шаров, применяемых для подъема радиозондов, которым соответствуют большие значения Re , до известных пределов высоты оказываются мало меняющимися.

Первые попытки объяснения отклонения действительной вертикальной скорости от табличной основывались на гипотезе восходящих токов. Однако эти соображения не получили подтверждения, когда подвергли рассмотрению отклонения от средней вертикальной скорости отдельно для теплого и холодного полугодий. В самых нижних слоях эти отклонения в холодное полугодие оказались даже большими, чем в теплое, тогда как для развития вертикальных движений благоприятнее условия теплого полугодия.

Интересные результаты изменения вертикальной скорости были получены в Павловской аэрологической обсерватории при сбрасывании нагруженных шаров со змейкового аэростата на высоте 400—600 м. Оказалось, что и для случая падения шаров отклонение фактической вертикальной скорости от расчетной имело также положительный знак, что явно противоречило гипотезе восходящих токов.

Как исследования в аэродинамических лабораториях, так и опыты по изучению вертикальной скорости в условиях свободной атмосферы показывают, что турбулентность является основным источником отклонения фактической вертикальной скорости от расчетной.

Распределение фактической вертикальной скорости шаров-пилотов на различных высотах можно получить по данным базисных шаропилотных наблюдений. При этих наблюдениях высота шара-пилота вычисляется тригонометрическим путем независимо от каких-либо предположений о величине вертикальной скорости.

На рис. 30 представлены результаты такого рода исследования, проведенного в Павловской обсерватории. По оси абсцисс отложены величины отклонения фактической вертикальной скорости от табличного ее значения в процентах, а по оси ординат — высоты в километрах. Тонкая кривая дает теоретический ход вертикальной скорости в зависимости от изменения плотности воздуха согласно формуле (21), жирная кривая — среднюю величину отклонения вертикальной скорости от расчетного ее значения для всех случаев наблюдений за шаром выше 8 км.

Сопоставление кривых показывает, что в нижнем слое до высоты 2 км наблюдается наибольшее отклонение фактической вертикальной скорости от расчетной, причем величина отклонения возрастает по мере приближения к земной поверхности.

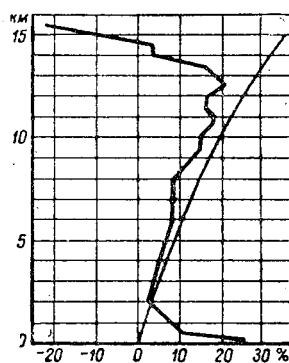


Рис. 30. Отклонение фактической вертикальной скорости от табличной.

Объяснение этому явлению следует искать в повышенной турбулентности воздуха в нижних слоях. В интервале высот от 2 до 12 км ход фактической вертикальной скорости мало отличается от хода расчетной скорости.

Полученные результаты для нижнего слоя нашли подтверждение в исследованиях Н. З. Пинуса, проведенных в районе Борисполя (близ Киева).

Подробный анализ результатов наблюдений в Павловске и Борисполе показывает увеличение отклонения в дневные часы по сравнению с утренними, а также увеличение отклонения с возрастанием скорости ветра. Очевидно, что эти результаты подтверждают представление о том, что турбулентность является основной причиной отклонения фактической вертикальной скорости от расчетной. В отдельных случаях эти отклонения могут достигать весьма большой величины.

Допустим, что мы определяем среднюю скорость ветра для нижнего слоя, пользуясь расчетной вертикальной скоростью W . Тогда можем написать, что

$$u = W \operatorname{ctg} \delta,$$

где u — скорость ветра.

Так как фактическая вертикальная скорость вследствие турбулентности больше расчетной, то определение скорости ветра по заниженной вертикальной скорости даст и заниженное значение скорости ветра. Получающаяся при этом погрешность частично погашается в случае возрастания скорости ветра с высотой, так как заниженная скорость ветра относится к заниженной высоте. Зато в случае уменьшения скорости ветра с высотой погрешность в ее определении сильно возрастает.

Кроме турбулентности, на вертикальную скорость оказывают влияние и другие факторы. Существенное значение могут иметь вертикальные движения воздуха. Вертикальные токи конвективного происхождения в равнинных условиях развиваются главным образом в нижних слоях (до 1—2 км), и в зависимости от направления они могут оказать влияние на вертикальную скорость как в смысле увеличения ее, так и в смысле уменьшения. Особенно заметным это влияние становится при наличии облаков C_b и $C_u \text{ cong.}$

В горных местах в силу условий обтекания воздухом препятствий вынужденное поднятие и опускание воздуха также приводит к значительным отклонениям вертикальной скорости от табличной. В некоторых местах это влияние местных условий настолько велико, что от проведения шаропилотных наблюдений с одного пункта приходится отказываться, заменяя их базисными.

Наличие в атмосфере вихрей масштаба, соизмеримого с размерами шара-пилота, приводит к увлечению шара турбулент-

ными образованиями вверх или вниз, по направлению перемещения вихрей. При образовании вихрей большого масштаба вертикальная скорость может испытывать большие отклонения в зависимости от того, в восходящую или нисходящую ветвь вихря попадает шар.

Из менее значительных причин, оказывающих влияние на вертикальное перемещение шара, укажем на:

- 1) различие температуры водорода в шаре и окружающего воздуха;
- 2) отклонение шара от сферической формы;
- 3) различие в шероховатости поверхности оболочек;
- 4) появление свищей в оболочке;
- 5) вращение и кувыркание шара.

Вращение и кувыркание шара в общем повышают сопротивление его движению. Подвеска к аппендиксу груза приводит к увеличению устойчивости шара и возрастанию его вертикальной скорости при той же свободной подъемной силе.

Сравнение вертикальных скоростей, полученных по базисным наблюдениям, с расчетными величинами дает возможность составить поправочные таблицы к расчетным вертикальным скоростям для нижнего слоя атмосферы, например до высоты 1 км над земной поверхностью. Однако их применение ограничено сходным географическим положением, характером рельефа и ветровым режимом тех районов, в которых предполагается использовать данную поправочную таблицу. При этом при применении таблиц следует учитывать те особенности величины отклонений, которые связаны с сезоном, временем суток, размерами шаров. Впрочем, в силу значительных по величине и различных по знаку отклонений вертикальной скорости для отдельных шаров-пилотов поправочные таблицы целесообразнее применять для осредненных значений высот, полученных по большому ряду наблюдений. Например, с помощью таблиц, дающих средние отклонения, можно корректировать данные средней высоты облаков нижнего яруса.

Подробное сравнительное исследование определения скорости и направления ветра по однопунктным и базисным шаропилотным наблюдениям показало, что погрешности метода наблюдений с одного пункта практически невелики при применении его в условиях равнинной местности при умеренном ветре. В районах же со сложным рельефом местности этот метод дает сомнительные результаты и должен быть заменен более точным.

Б. БАЗИСНЫЕ ШАРОПИЛОТНЫЕ НАБЛЮДЕНИЯ

Выше нами было показано, что предположение о постоянстве с высотой вертикальной скорости поднимающегося шаропилота, как правило, не оправдывается. Основной причиной

этого являются беспорядочные турбулентные движения воздуха в атмосфере. Этой и другими причинами, упомянутыми ранее, обуславливается то обстоятельство, что отклонения вертикальной скорости шара-пилота от расчетной (теоретической) могут достигать очень больших значений как положительных, так и отрицательных. Это обстоятельство приводит к необходимости определять высоту шара-пилота, а вместе с этим и его вертикальную скорость тригонометрическим способом. Для этой цели в аэрологии применяется метод базисных наблюдений. Сущность этого метода сводится к тому, что за движением шара-пилота производятся одновременные (синхронные) наблюдения с помощью двух аэрологических теодолитов, установленных на определенном расстоянии друг от друга. Горизонтальное проложение линии, соединяющей два теодолита, называется базисом (базой). Зная длину базы, ее азимут, превышение одного теодолита над другим, можно по отсчитанным углам тригонометрическим путем вычислить высоту шара-пилота для каждого момента времени.

Способ вычисления высот шара-пилота при базисных наблюдениях зависит от пространственного положения перемещающегося шара в каждый момент времени относительно базы. При расположении шара-пилота на достаточно далеком расстоянии от вертикальной плоскости, проходящей через базу, пользуются способом проектирования положения шара-пилота на горизонтальную плоскость. Если же шар-пилот расположен вблизи вертикальной плоскости, проходящей через базу, то пользуются способом проектирования на вертикальную плоскость.

В настоящее время метод базисных наблюдений применяется главным образом при испытании и поверке радиотеодолитов и радиолокаторов, новых типов радиозондов, а также для определения координат летящих метеорологических ракет и их головок или отсеков с приборами, выбрасываемых автоматически из этих ракет и опускающихся затем на парашютах (см. гл. IX).

Следующие параграфы посвящены подробному рассмотрению метода базисных теодолитных наблюдений.

§ 1. Вычисление высоты шара-пилота проектированием на горизонтальную плоскость

Рассмотрим случай, когда шар-пилот находится достаточно далеко от вертикальной плоскости, проходящей через базу (рис. 31). Допустим, что, как это наиболее часто встречается на практике, теодолиты установлены на разных высотах в точках A и B с превышением одной точки над другой, равным $AA_1 = h$. Длину базы A_1B обозначим через b .

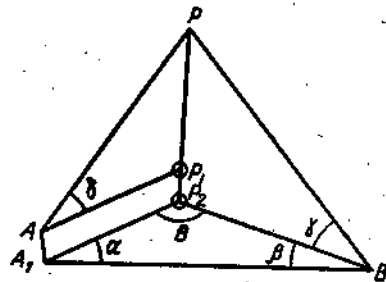
Допустим, что шар-пилот в некоторый момент времени нахо-

дится в точке P . Обозначим проекцию шара-пилота на горизонтальную плоскость, проходящую через точку A , через P_1 , а его проекцию на горизонтальную плоскость, проходящую через точку B , через P_2 . Высоту шара-пилота относительно горизонтальной плоскости, проходящей через точку A , обозначим через H_δ , а относительно плоскости, проходящей через точку B , — через H_γ .

Углы, образуемые проекциями AP_1 и BP_2 визирных линий AP и BP на горизонтальную плоскость и базой, обозначим соответственно через α и β , а вертикальные углы этих визирных линий — через δ и γ .

Из рис. 31 следует, что угол

$$B = 180 - (\alpha + \beta).$$



Из треугольников APP_1 и BPP_2 имеем:

Рис. 31. Проекция шара-пилота и визирных линий на горизонтальную плоскость.

$$H_\delta = PP_1 = AP_1 \operatorname{tg} \delta, \quad (1)$$

$$H_\gamma = PP_2 = BP_2 \operatorname{tg} \gamma, \quad (2)$$

а из треугольника A_1P_2B получаем следующие соотношения:

$$\frac{AP_1}{b} = \frac{\sin \beta}{\sin B}, \quad \frac{BP_2}{b} = \frac{\sin \alpha}{\sin B}. \quad (3)$$

После подстановки значений AP_1 и BP_2 из (3) в (1) и (2) получим

$$H_\delta = b \frac{\operatorname{tg} \delta \sin \beta}{\sin B}, \quad (4)$$

$$H_\gamma = b \frac{\operatorname{tg} \gamma \sin \alpha}{\sin B}. \quad (5)$$

H_δ должно отличаться от H_γ на величину превышения h . Одновременное применение формул (4) и (5) дает возможность в некоторой степени контролировать правильность произведенных наблюдений и вычисления высоты шара-пилота.

§ 2. Максимальные погрешности в определении высоты шара-пилота при проектировании на горизонтальную плоскость

Если считать, что длина базы определена точно, то основным источником погрешностей базисных шаропилотных наблюдений являются погрешности в определении угловых координат шара-пилота. При этом, конечно, не рассматриваются случаи неправильно произведенных отсчетов, когда, скажем, наблюдатель при отсчете угла вместо $30,6^\circ$ записал $20,6^\circ$ или вместо $36,3^\circ$ — $63,3^\circ$. Не будем говорить и о погрешностях, связанных с недостаточным опытом наблюдателя.

Систематические погрешности, связанные с дефектами теодолитов, как мы уже видели, должны быть выяснены путем проверки и устранены.

Здесь рассматриваются лишь погрешности, которые остаются после исключения систематических погрешностей и промахов, т. е. только случайные погрешности.

Для анализа возможных случайных погрешностей произведем логарифмическое дифференцирование формул (4) и (5), а результат запишем в конечных разностях. Абсолютную погрешность в определении высоты шара-пилота обозначим через ΔH , а относительную — через δH_β и δH_γ , а углов — соответственно через $\Delta\delta$, $\Delta\gamma$, $\Delta\alpha$, $\Delta\beta$, ΔB .

Относительная погрешность в определении высоты шара-пилота равна:

$$\delta H_\beta = \frac{\Delta H}{H_\beta} = \operatorname{ctg} \beta \Delta\beta - \operatorname{ctg} B \Delta B + \frac{2\Delta\delta}{\sin 2\delta}, \quad (6)$$

$$\delta H_\gamma = \frac{\Delta H}{H_\gamma} = \operatorname{ctg} \alpha \Delta\alpha - \operatorname{ctg} B \Delta B + \frac{2\Delta\gamma}{\sin 2\gamma}. \quad (7)$$

Заменим в (6) и (7) абсолютную погрешность ΔB через независимые погрешности углов α и β , тогда

$$\delta H_\beta = \operatorname{ctg} \beta \Delta\beta + \operatorname{ctg} B (\Delta\alpha + \Delta\beta) + \frac{2\Delta\delta}{\sin 2\delta}, \quad (8)$$

$$\delta H_\gamma = \operatorname{ctg} \alpha \Delta\alpha + \operatorname{ctg} B (\Delta\alpha + \Delta\beta) + \frac{2\Delta\gamma}{\sin 2\gamma}. \quad (9)$$

Поскольку мы рассматриваем только случайные погрешности, то, следовательно, знак их может быть как положительным, так и отрицательным. Поэтому для вычисления максимальной погрешности следует независимо от знака, полученного при диффе-

ренцировании, случайные погрешности брать с тем знаком, при котором погрешность конечного результата получается наибольшей.

Первый член формул (8) и (9) характеризует относительную погрешность определения высоты шара-пилота в зависимости от погрешностей в определении углов α и β . Наибольших значений она достигает при углах α или β , близких к 0 или 180°, т. е. тогда, когда проекция шара-пилота находится на очень большом удалении или вблизи вертикальной плоскости, проходящей через базу.

Если один из углов (α или β) больше 90°, тогда в одной из формул, (8) или (9), первый член имеет знак, противоположный знакам двух других членов, вследствие чего формулы (4) и (5) для вычисления высот шара-пилота будут давать результаты неравной точности. В подобных случаях для вычисления высоты шара-пилота следует пользоваться той формулой, для которой относительная погрешность меньше. Эта формула характеризуется тем, что в нее должен входить угол α (или β) $> 90^\circ$.

Допустим, что $H_\delta = H_\gamma$, тогда на основании выражений (4) и (5) напомним

$$\frac{\operatorname{tg} \delta}{\operatorname{tg} \gamma} = \frac{\sin \alpha}{\sin \beta}. \quad (10)$$

Из приведенного соотношения следует, что вертикальные и горизонтальные углы, отсчитанные по теодолитам, связаны следующими неравенствами: если $\delta \leq \gamma$, то $\alpha \leq \beta$. Поэтому можно сказать, что из формул (4) и (5) наиболее точной будет та, в которую входят наибольший горизонтальный угол и наименьший вертикальный.

Второй член формул (8) и (9) увеличивается и достигает наибольшего значения с приближением угла B к значениям, близким к 0 или 180°, т. е. как раз в тех случаях, когда проекция шара-пилота на горизонтальную плоскость расположена близко к базе или линии ее продолжения, либо она расположена на очень большом от нее удалении.

Третий член формул (8) и (9) достигает наибольших значений, когда угол δ (или γ) близок к 90 или 0°, наименьшее его значение — при $\delta(\gamma)$, равном 45°.

Следовательно, если проекция шара-пилота расположена вблизи базы или линии ее продолжения, относительная погрешность в определении высоты шара-пилота вследствие очень малых значений угла B (или близких к 180°) может достигнуть таких значений, что вычисление высот шара-пилота проектированием на горизонтальную плоскость теряет смысл. В подобных случаях необходимо воспользоваться способом проектирования шара-пилота на вертикальную плоскость.

§ 3. Вычисление высоты шара-пилота проектированием на вертикальную плоскость

Пусть точка P' представляет собой проекцию шара-пилота на вертикальную плоскость, которая проходит через базу (рис. 32). Стороны AP' и BP' в треугольнике $AP'B$ представляют собой проекции визирных линий AP и BP на вертикальную плоскость. Из треугольника APP_1 имеем

$$H_s = P_1P' = P_1P = AP' \sin \delta', \quad (11)$$

а из треугольника $AP'B$ получаем соотношение

$$\frac{AP'}{\sin \gamma'} = \frac{AB}{\sin B'}. \quad (12)$$

После подстановки значений AP' из (12) в (11) найдем

$$H_s = AB \frac{\sin \gamma' \sin \delta'}{\sin B'}, \quad (13)$$

где

$$B' = 180^\circ - (\delta' + \gamma').$$

Значения углов δ' и γ' могут быть получены следующим образом. Из треугольника APP_1 видно, что $PP_1 = AP_1 \operatorname{tg} \delta$, а из треугольника $AP'P_1$ следует, что

$P'P_1 = AP_1 \operatorname{tg} \delta'$. С другой стороны, $AP_1' = AP_1 \cos \alpha$. Так как $PP_1 = P'P_1$, то получаем, что $AP_1 \operatorname{tg} \delta = AP_1 \cos \alpha \operatorname{tg} \delta'$, а отсюда

$$\operatorname{tg} \delta' = \operatorname{tg} \delta \sec \alpha. \quad (14)$$

Из треугольников PP_1B , $P'P_1'B$ и $P_1'P_1B$ таким же образом получим

$$\operatorname{tg} \gamma' = \operatorname{tg} \gamma \sec \beta. \quad (15)$$

В том случае, когда пункты базы расположены на различных высотах, в формулу (13) будет входить в качестве множителя, как это следует из рис. 33, величина отрезка Ab_1 , который отличается от горизонтальной проекции базы AB на величину

$$\Delta = \pm h \operatorname{ctg} \gamma', \quad (16)$$

где h — превышение одного теодолита над другим.

Знак Δ зависит, во-первых, от того, выше или ниже находится точка B относительно точки A , к которой приводится вы-

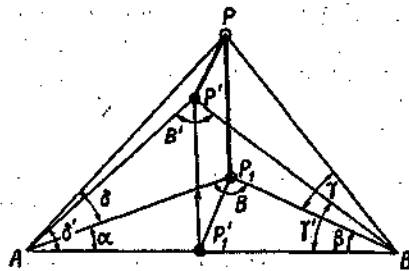


Рис. 32. Проекция шара-пилота и визирных линий на горизонтальную и вертикальную плоскости.

сота шара-пилота, а во-вторых, от знака $\text{ctg } \gamma'$, зависящего от знака $\cos \beta$.

Формула (13) имеет общее значение, она не изменяется и в тех случаях, когда проекция шара-пилота на вертикальную плоскость находится не над базой, а правее или левее ее.

Эту формулу можно представить в несколько ином виде. На рис. 33 видно, что

$$Ab_1 = AB \cos \varepsilon - h \text{ ctg } \gamma',$$

где ε — вертикальный угол, под которым виден из точки B теодолит, установленный в точке A .

Так как

$$h = AB \sin \varepsilon,$$

то после подстановки получим

$$Ab_1 = \frac{AB \sin (\gamma' \pm \varepsilon)}{\sin \gamma'}. \quad (17)$$

Таким образом, расчетная формула для определения длины базы будет иметь вид

$$H_2 = AB \frac{\sin \delta' \sin (\gamma' \pm \varepsilon)}{\sin B'}. \quad (18)$$

Величины AB и ε для каждого шаропилотного пункта всегда известны и постоянны.

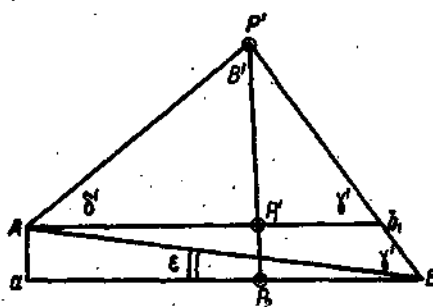


Рис. 33. Проекция шара-пилота и визирных линий на вертикальную плоскость при разных высотах пунктов базы.

§ 4. Максимальные погрешности в определении высоты шара-пилота при проектировании на вертикальную плоскость

Из формул (14) и (15) следует, что погрешность в определении углов δ' и γ' зависит от погрешностей горизонтальных и вертикальных углов обоих теодолитов.

Относительная погрешность в определении высоты шара-пилота равна

$$\delta H_2 = \text{ctg } \delta' \Delta \delta' + \text{ctg } \gamma' \Delta \gamma' - \text{ctg } B' \Delta B', \quad (19)$$

где

$$\Delta B' = -(\Delta \delta' + \Delta \gamma').$$

Значения $\Delta \delta'$ и $\Delta \gamma'$ получим дифференцированием выражений (14) и (15). После подстановки $\Delta \delta'$, $\Delta \gamma'$ и $\Delta B'$ в выражение (19) получим

$$\delta H_2 = \frac{\sin \delta' \sin \gamma'}{\sin B'} \left[\frac{\cos \alpha}{\sin^2 \delta} \Delta \delta + \sin \alpha \text{ ctg } \delta \Delta \delta + \frac{\cos \beta}{\sin^2 \gamma} \Delta \gamma + \right. \\ \left. + \sin \beta \text{ ctg } \gamma \Delta \beta \right]. \quad (20)$$

Множитель вне скобок в выражении (20) есть не что иное, как отношение высоты шара-пилота к наклонной длине базы $\frac{H_p}{b}$. Таким образом, относительную погрешность в определении высоты шара-пилота можно записать в виде

$$\delta H_p = k_p \frac{H_p}{b}, \quad (21)$$

где коэффициент

$$k_p = m + n,$$

а

$$\begin{aligned} m &= \frac{\cos \alpha}{\sin^2 \delta} \Delta \delta + \sin \alpha \operatorname{ctg} \delta \Delta \delta, \\ n &= \frac{\cos \beta}{\sin^2 \gamma} \Delta \gamma + \sin \beta \operatorname{ctg} \gamma \Delta \gamma. \end{aligned} \quad (22)$$

Из выражения (21) следует, что величина δH_p определяется погрешностями угловых координат; она прямо пропорциональна высоте шара-пилота и обратно пропорциональна длине базы или наклонной дальности между пунктами базы, если они расположены на различных высотах. Этот вывод, как показал П. Ф. Зайчиков, справедлив также и для случая проектирования шара-пилота на горизонтальную плоскость. Преобразовав формулы (8) и (9), получим, что

$$\delta H_b = k_b \frac{H_b}{b}, \quad (23)$$

$$\delta H_\gamma = k_\gamma \frac{H_\gamma}{b}, \quad (24)$$

где

$$k_b = \frac{2 \operatorname{ctg} \delta}{\sin \alpha} \Delta \alpha, \quad (25)$$

$$k_\gamma = \frac{2 \operatorname{ctg} \gamma}{\sin \beta} \Delta \beta. \quad (26)$$

С помощью формулы (21), (23) или (24) можно решить вопрос о длине базы, достаточной для того, чтобы максимальная погрешность в определении высоты не превышала заданную величину. Так, например, для производства шаропилотных наблюдений до высоты 10 км с максимальной относительной погрешностью $\delta H_p = 5\%$ необходимо выбрать базу длиной 4000 м, полагая предельное значение $k_p = 2,0$, т. е. для углов $\delta \geq 4$ и $6^\circ < \alpha(\beta) < 174^\circ$.

На рис. 34 приведена кривая, характеризующая повторяемость значений углов $\delta(\gamma)$, полученных по данным наблюдений Центральной аэрологической обсерватории. На этом рисунке видно, что наибольшей повторяемостью характеризуются углы $\delta(\gamma)$, равные 20—40°; углы от 10 до 50° почти полностью охватываются.

вают встречающиеся на практике значения вертикальных углов. Отсюда следует, что можно ограничиться значением $k_r = 1,0$ и, следовательно, при $\delta H_r = 5\%$ базой длиной 2000 м.

Кинотеодолиты, используемые для определения пространственных координат ракет или отсеков с научными приборами, опускающихся на парашютах, обладают значительно большей точностью, чем обычные аэрологические теодолиты. Угловые координаты с помощью кинотеодолитов определяются с точностью

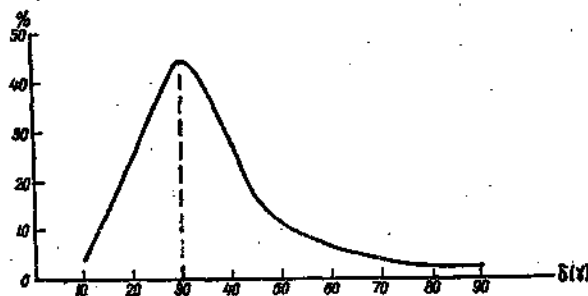


Рис. 34. Повторяемость вертикальных углов в шаропилотных наблюдениях.

1—2'. Для определения высоты ракет, летящих до высоты 100—120 км, необходимо иметь базы, как это следует из выражений (21), (23) или (24), длиной 25—30 км, чтобы δH было порядка 2%.

§ 5. Максимальные погрешности в определении вертикальной скорости шара-пилота

Вертикальная скорость шара-пилота вычисляется как отношение разности высот, соответствующих двум отсчетам по теодолитам, к промежутку времени между этими отсчетами

$$W = \frac{H_n - H_m}{t_n - t_m}, \quad (27)$$

где H_m — высота шара-пилота в момент времени t_m , а H_n — высота шара-пилота в момент времени t_n .

Логарифмическим дифференцированием выражения (27) в предположении, что погрешность в определении $\Delta t = t_n - t_m$ равна нулю, находим максимальную величину систематической погрешности

$$\delta W = \frac{\Delta W}{W} = \frac{\Delta H_n - \Delta H_m}{H_n - H_m},$$

или

$$\delta W = \frac{H_n \delta H_n - H_m \delta H_m}{H_n - H_m}. \quad (28)$$

Максимальная величина случайной погрешности равна, если значения δH_n и δH_m будут иметь разные знаки,

$$\delta'W = \frac{H_n \delta H_n + H_m \delta H_m}{H_n - H_m}. \quad (28')$$

Из выражения (28') следует, что относительная погрешность в определении вертикальной скорости шара-пилота определяется относительными погрешностями в определении высот H_m и H_n , которые легко вычисляются с помощью формул (21), (23) и (24), а также, что она обратно пропорциональна расстоянию по вертикали, пройденному шаром-пилотом за промежуток времени Δt .

Напомним, что, согласно формулам (21), (23) и (24), δW возрастает с увеличением высоты шара-пилота при заданной длине базы. Отсюда следует, что для уменьшения относительной погрешности в вычислении вертикальной скорости шара-пилота необходимо избегать вычислений высот для малых промежутков времени, особенно когда шар-пилот достиг больших высот. Поэтому на практике высоты вычисляются не для всех синхронных отсчетов по теодолитам, а с постепенно увеличивающимся промежутком времени между ними. Высоты вычисляются для отсчетов по теодолитам, соответствующих следующим минутам наблюдений: 0,5, 1, 2, 3, 4, 5, 7, 10, 14, 20, 30, 40 и т. д. через 10 мин.

Подставляя в выражение (28) значения δH_m и δH_n из (23) или (24), имеем

$$\delta W = \frac{H_n^2 k_n - H_m^2 k_m}{b (H_n - H_m)}. \quad (29)$$

Для частного случая, когда $k_n = k_m$, получим

$$\delta W = \frac{H_n + H_m}{b} k_m. \quad (30)$$

С помощью формулы (30) можно определить длину базы, при которой для заданной высоты наблюдений максимальная относительная погрешность в определении вертикальной скорости шара-пилота не превысит установленную норму. Для практических целей можно удовлетвориться значением $\delta W = 5\%$. Допустим, что максимальное значение $k_m = 1,0$. По этим данным легко определить, какой максимальной длины нужно выбрать базу, если, скажем, шаропилотные наблюдения необходимы до высоты 1000 или 5000 м. Для первого случая $b = 400$ м, а для второго случая $b = 2000$ м. При таких базах максимальные относительные погрешности в определении вертикальных скоростей шаров-пилотов не будут превышать 5%.

Формула (30) используется при исследованиях вертикальных

движений воздуха по наблюдениям над скоростью подъема или падения шаров с учетом изменений сопротивлений, испытываемых этими шарами, когда случайными погрешностями можно пренебречь.

§ 6. Организация базисных шаропилотных наблюдений

При организации базисных шаропилотных наблюдений особое внимание должно быть уделено выбору базы и определению ее характеристик, т. е. длины и направления. Выбор базы должен обеспечить во время наблюдений возможно большее значение угла B (или B'), под которым видна база с проекции шаропилота. Это достигается, во-первых, выбором базы соответствующей длины, а во-вторых, расположением ее перпендикулярно направлению господствующих ветров на высотах.

Для удобства работы целесообразно выбрать две базы — одну перпендикулярно направлению господствующих ветров, а вторую параллельно им. Иногда базы представляют собой треугольник, в вершинах углов которого располагаются теодолитные пункты. Наличие таких баз дает возможность в каждом конкретном случае выбрать базу с наибольшим углом между ней и направлением ветра на высотах.

Длина баз зависит также от точности аэрологических теодолитов, применяемых для производства шаропилотных наблюдений. При теодолитах с точностью отсчетов до $0,1^\circ$ длина базы должна быть не менее 1200—2000 м для определения скорости и направления ветра до высоты 8—10 км и не менее 400—600 м для наблюдений до высоты 1000—2000 м.

После выбора направления и конечных пунктов базы необходимо определить ее длину, азимут и превышение одного конечного пункта над другим. Определению длины базы должно быть уделено исключительное внимание, так как, несмотря на хорошую сходимости H_z и H_y , определение высот шаропилота, а отсюда и скорости ветра может оказаться ошибочным из-за больших погрешностей в определении длины базы.

Короткая база (400—600 м) может быть измерена стальной мерной лентой. Длинную базу следует измерить тригонометрическим способом — методом прямоугольных или косоугольных треугольников. При этом длина вспомогательной базы не должна быть меньше 0,1 длины базы, и ее следует ориентировать так, чтобы углы при втором пункте базы были не менее 6° . За истинную длину базы принимается среднее арифметическое из нескольких измерений, сделанных с точностью до 1 м. Отклонение отдельных измерений от среднего значения длины базы не должно быть больше 0,5%.

Определение превышения одного конечного пункта базы над другим с учетом высоты столба или постаменты для установки

теодолитов производится путем барометрического нивелирования или же тригонометрическим способом.

Азимут базы, т. е. угол, составленный географическим меридианом и направлением базы с первого пункта на второй, следует определить с точностью до 1° .

Следующим важным элементом в организации базисных шаропилотных наблюдений является оборудование пунктов для производства наблюдений и устройство телефонной связи между ними.

От оборудования пунктов наблюдений и рода связи между ними зависит в значительной степени возможность получения синхронных отсчетов углов по теодолитам, качество наблюдений, скорость обработки данных наблюдений, а также число наблюдателей. Шаропилотный пункт является рабочим местом наблюдателя. Он должен быть удобен для работы, а также обеспечивать возможность получения высокого качества наблюдений, не утомляя наблюдателя.

§ 7. Установка теодолитов на пунктах базы

Теодолиты после закрепления, установки по уровню и фокусировки окуляров должны быть ориентированы вдоль базы. Ориентировку лучше всего производить таким образом, чтобы трубы

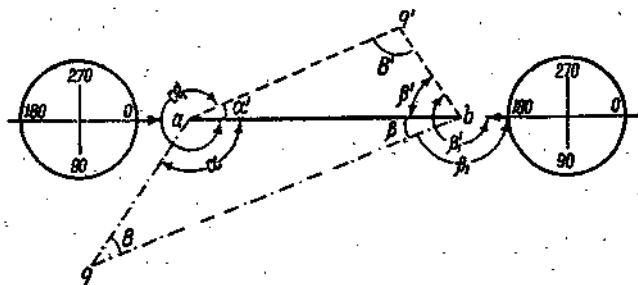


Рис. 35. Схема установки теодолитов на пунктах базы.

теодолитов при нулевом отсчете были направлены в одну и ту же сторону. При наводке теодолитов друг на друга у одного из них (на первом пункте) отсчет горизонтального круга должен быть равен 0° , а у другого (на втором пункте) — 180° . Такая ориентировка теодолитов удобна тем, что отпадает необходимость в вычислениях внутренних углов треугольника α и β , входящих в формулы для вычисления высот шара-пилота. В этом случае угол B оказывается равным абсолютной величине разности отсчетов по азимутальным кругам теодолитов.

На рис. 35 видно, что, когда проекция шара-пилота находится справа от базы, если смотреть из точки a на точку b , угол α ра-

вен отсчету по азимутальному кругу, а угол β является дополнением отсчета по азимутальному кругу до 180° :

$$\alpha = \alpha_1,$$

$$\beta = 180^\circ - \beta_1,$$

где α_1 и β_1 — соответствующие отсчеты по азимутальным кругам обоих теодолитов.

Если же проекция шара-пилота расположена слева от базы, отсчеты по азимутальным кругам будут больше 180° :

$$\alpha' = 360^\circ - \alpha'_1,$$

$$\beta' = \beta'_1 - 180^\circ.$$

В обоих случаях абсолютные значения тригонометрических функций равны значениям этих функций для углов, непосредственно отсчитанных по азимутальным кругам теодолитов. Поэтому под углами α и β можно подразумевать отсчеты азимутальных кругов теодолитов.

Из рис. 35 также видно, что в первом случае угол

$$B = 180^\circ - (\alpha + \beta) = 180^\circ - (\alpha_1 + 180^\circ - \beta_1) = \beta_1 - \alpha_1,$$

а во втором случае

$$B' = 180^\circ - (360^\circ - \alpha'_1 + \beta'_1 - 180^\circ) = \alpha'_1 - \beta'_1.$$

Отсюда следует, что угол B равен разности отсчетов по азимутальным кругам обоих теодолитов, которые впредь будут обозначаться через α и β .

§ 8. Выбор формулы для вычисления высот шара-пилота. Демаркационный график Зайчикова

Применение одной из формул (4), (5) и (13) для вычисления высот шара-пилота определяется значениями входящих в них углов. Выбор наиболее точной формулы из (4) и (5) не представляет труда. Как это было показано в § 2, более точной является та формула, в которую входят наибольший горизонтальный и наименьший вертикальный углы. Что касается применения формулы (13), а тем самым выбора плоскости проектирования, то для этого достаточно сравнить формулы (23) и (24) с формулой (21), характеризующей предельную относительную погрешность определений высоты шара-пилота в зависимости от плоскости проектирования:

$$\delta H_r = \frac{H_r}{b} k_r,$$

$$\delta H_v = \frac{H_v}{b} k_v.$$

Если $k_r < k_b$, то высоту шара-пилота следует вычислять по формулам (4) или (5), если же $k_r > k_b$, — по формуле (13). Естественно, что, если $k_r = k_b$, можно использовать с одинаковым успехом формулу (13) или одну из формул (4) и (5). Равенство $k_r = k_b$ после простых преобразований выражений (22), (25), (26) можно представить в виде соотношений:

$$\begin{aligned}\sin 2\delta &= 2 \operatorname{tg} \alpha, \\ \sin 2\gamma &= 2 \operatorname{tg} \beta.\end{aligned}\quad (31)$$

Пользуясь этими соотношениями, П. Ф. Зайчиков построил график (рис. 36), на котором кривая, изображающая границу между областями A и B , представляет собой геометрическое место точек, удовлетворяющих уравнениям (31), и отделяет об-

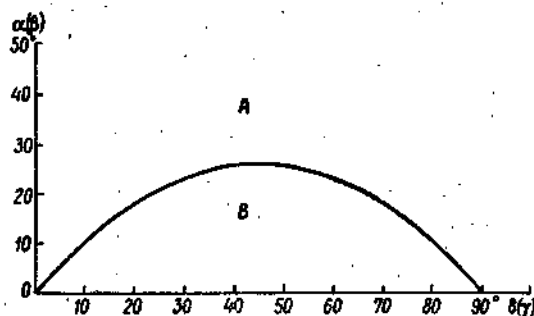


Рис. 36. Демаркационный график Зайчикова.

ласть точек проектирования на горизонтальную плоскость от области точек проектирования на вертикальную плоскость, т. е. области применения формулы (13).

Для решения вопроса о выборе плоскости проектирования необходимо найти точку пересечения, соответствующую значениям углов $\delta(\gamma)$ и $\alpha(\beta)$ на рис. 36. Если точка пересечения значений углов, скажем δ и α , попадает в область A , то для вычисления высоты шара-пилота следует применить формулу (4) или (5), а если в область B — формулу (13).

§ 9. Определение скорости и направления ветра по базисным наблюдениям

Целью шаропилотных наблюдений, как уже известно, является определение направления и скорости ветра на высотах. Для этого из бланка, в который записаны высоты шара-пилота и его

вертикальные скорости, переносят значения высот для соответствующих отсчетов в бланк наблюдений первого пункта. Промежуточные высоты вычисляются по вертикальной скорости соответствующего промежутка времени аналогично тому, как это производится по расчетной скорости шара-пилота. После этого вычисляются высоты средин слоев как над поверхностью земли, так и над уровнем моря.

Определение скорости и направления ветра производится на круге Молчанова аналогично обработке шаропилотных наблюдений с одного пункта. К полученным из обработки на круге Молчанова направлениям ветра следует прибавить азимут базы, так как мирой при базисных шаропилотных наблюдениях является второй пункт.

Азимут базы можно учитывать непосредственно на круге Молчанова. Для этого следует отсчеты направлений ветра делать не по концам диаметров круга Молчанова, а по специальным отметкам, отнесенным вправо от отметок 0, 90, 180, 270° на число градусов, равное азимуту базы.

Азимутальные отметки должны быть достаточно четкими, чтобы их не перепутать и тем самым не внести ошибку в определение направления ветра.

При больших скоростях ветра в нижнем слое атмосферы и близком месте старта к первому пункту наблюдений шар-пилот быстро удаляется от наблюдателя при очень малых вертикальных углах, и наблюдателю первого пункта не удастся навести трубу теодолита на шар-пилот в течение первых 2—3 мин. наблюдений, в то время как наблюдатель второго пункта имеет возможность навести теодолит на шар-пилот и сделать необходимые отсчеты.

Пропуски в отсчетах на первом пункте могут случиться также при очень малых скоростях ветра в нижнем слое атмосферы, когда шар-пилот в момент старта уходит почти в зенит.

В подобных случаях для получения скорости и направления ветра обработку надо вести по угловым данным второго пункта наблюдений. Нанесение проекций шара-пилота следует начать с нанесения на круг Молчанова места выпуска шара-пилота, т. е. места первого пункта наблюдений. Для этого от центра круга, в котором предполагается расположение второго пункта, откладывают в соответствующем масштабе длину базы с учетом ее азимута в направлении со второго пункта на первый. Затем наносят проекции шара-пилота.

Скорость и направление ветра для первой высоты, т. е. от момента выпуска шара-пилота до первой проекции, следует снимать, таким образом, уже не от центра круга, а от точки, обозначающей место выпуска шара-пилота.

Скорость ветра между остальными проекциями определяется обычным способом.

В. ПОГРЕШНОСТИ МЕТОДА ШАРОПИЛОТНЫХ НАБЛЮДЕНИЙ

Метод шаропилотных наблюдений дает возможность определить скорость и направление ветра на высотах с некоторой степенью достоверности, зависящей от погрешностей основных величин, лежащих в основе этого метода, а именно азимута, угла места и высоты. Знание погрешностей метода позволяет судить об области его применения и избежать крупных ошибок в использовании результатов наблюдений.

При рассмотрении вопроса о погрешностях в определении скорости и направления ветра принимают во внимание только те погрешности в определении угловых координат, которые являются случайными, предполагая, что систематические ошибки учтены при помощи соответствующих поправок. Кроме погрешностей, связанных с измерением координат шара-пилота, на конечных результатах определения скорости и направления ветра отразятся также и погрешности обработки наблюдений.

§ 1. Погрешности в определении направления ветра

Для удобства дальнейшего изложения рассмотрим сначала зависимость погрешности в определении дальности до проекции шара-пилота от погрешностей в определении вертикального угла. На рис. 37 видно, что треугольники POC и P_1OC_1 представ-

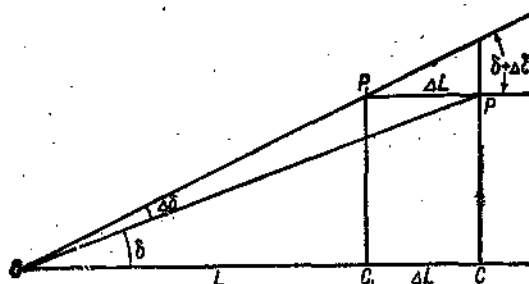


Рис. 37. Влияние погрешности в определении вертикальных углов.

ляют собой шаропилотные треугольники, в которых OC — расстояние до проекции шара при правильном определении вертикального угла δ , а OC_1 — расстояние, которое получено при измерении вертикального угла с погрешностью, равной $\Delta\delta$. Из этого рисунка следует, что

$$\frac{\Delta L}{\sin \Delta\delta} = \frac{OP}{\sin (\delta + \Delta\delta)} = \frac{L + \Delta L}{\sin (\delta + \Delta\delta) \cos \delta} \quad (1)$$

Если пренебречь в числителе правой части этого выражения величиной ΔL , а в знаменателе — величиной $\Delta \delta$ и ввиду малости угла $\Delta \delta$ синус этого угла заменить величиной самого угла, тогда очевидно, что

$$\Delta L = \pm \frac{2L}{\sin 2\delta} \Delta \delta. \quad (2)$$

Таким образом, погрешность в горизонтальном удалении шара будет наибольшей при углах δ , малых или близких к 90° . На рисунке также видно, что погрешность в определении высоты шара-пилота приводит к погрешности в определении вертикального угла, а следовательно, и к погрешности в определении горизонтального удаления шара от места выпуска.

Из выражения (35) § 19 раздела А следует, что погрешность в определении направления ветра зависит от погрешности в определении угла φ .

Для получения величины погрешности в определении направления ветра продифференцируем выражение

$$\varphi = \operatorname{arccctg} \left(\operatorname{ctg} \psi - \frac{k}{\sin \psi} \right), \quad (3)$$

где $k = \frac{L_1}{L_2}$.

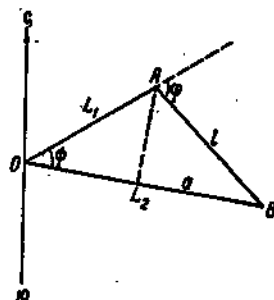


Рис. 38. Проекция визирных линий на горизонтальную плоскость.

В конечных разностях максимальная погрешность равна

$$\Delta \varphi = \pm \frac{\sin \psi \Delta k + (1 - k \cos \psi) \Delta \psi}{1 - 2k \cos \psi + k^2}. \quad (4)$$

Учитывая выражение (2), а также то, что $\Delta k = \frac{2\Delta L_1}{L_2}$, формулу для погрешности в определении направления ветра можно представить в виде

$$\Delta \varphi = \pm \left(\frac{L_2}{l} \right)^2 \left[\frac{4 \sin \psi}{\sin 2\delta} \Delta \delta + \frac{L_2 - L_1 \cos \psi}{L_2} \Delta \psi \right]. \quad (5)$$

На рис. 38 видно, что $L_2 - L_1 \cos \psi = a$ — расстояние от точки пересечения нормали из точки А со стороной треугольника L_2 до точки В. Производя замену в (5), получим

$$\Delta \varphi = \pm \left(\frac{L_2}{l} \right)^2 \left[\frac{4 \sin \psi}{\sin 2\delta} \Delta \delta + \frac{a}{L_2} \Delta \psi \right]. \quad (6)$$

Таким образом, погрешность в определении направления ветра при заданных значениях $\Delta \delta$ и $\Delta \psi$ зависит от значений вер-

тикального угла δ и разности азимутальных углов ϕ . Она существенно зависит от отношения $\frac{L_2}{l}$, т. е. от удаления шара от места выпуска и высоты его поднятия, а также от смещения шара по горизонтали. Чем меньше это отношение, тем меньше погрешность $\Delta\phi$. Уменьшение $\Delta\phi$ может быть достигнуто увеличением промежутков времени, для которых определяется направление ветра.

Рассмотрим два частных случая. Допустим, что шар-пилот удаляется от наблюдателя в направлении L_1 . В этом случае $\phi=0$, $\alpha=l$ и выражение (6) принимает вид

$$\Delta\phi = \pm \frac{L_2}{l} \Delta\phi. \quad (7)$$

Если же шар-пилот огибает место выпуска, т. е. $\alpha=0$, то

$$\Delta\phi = \pm \left(\frac{L_2}{l}\right)^2 \frac{4 \sin \phi}{\sin 2\delta} \Delta\delta. \quad (8)$$

Из сравнения (7) и (8) видно, что, если шар-пилот удаляется от места выпуска, мало изменяя направление, погрешность в определении направления будет меньше, чем когда шар-пилот огибает место выпуска, и это различие будет возрастать по мере удаления шара в связи с уменьшением вертикального угла δ .

Кроме того, из (7) и особенно из (8) следует, что погрешность в определении направления ветра возрастает с увеличением отношения $\frac{L_2}{l}$, т. е. по мере удаления шара от места выпуска или по мере его поднятия и при уменьшении l .

§ 2. Погрешности в определении скорости ветра

Скорость ветра в некотором слое ΔH , как уже известно, определяется отношением горизонтальной проекции траектории шара-пилота в этом слое к промежутку времени полета в нем, т. е.

$$u = \frac{l}{t_2 - t_1}.$$

Максимальную относительную погрешность в определении скорости ветра в предположении, что погрешность в определении $t_2 - t_1$ равна нулю, можно выразить в виде

$$\delta u = \frac{\Delta u}{u} = \frac{\Delta l}{l}.$$

Таким образом, определение погрешности в величине скорости ветра практически сводится к нахождению относительной погрешности горизонтальных перемещений шара-пилота. Макси-

мальную погрешность в определении скорости ветра можно получить, если логарифмически продифференцировать выражение для l , характеризующее горизонтальное смещение шара-пилота,

$$l = \frac{L_2 \sin \psi}{\sin \varphi}.$$

Следовательно,

$$\delta l = \delta L_2 + \operatorname{ctg} \psi \Delta \psi - \operatorname{ctg} \varphi \Delta \varphi. \quad (9)$$

Заменив в выражении (9) $\operatorname{ctg} \varphi$ и $\Delta \varphi$ их значениями из (3) и (6), а δL_2 его значением из (2), после простых преобразований получим, что

$$\begin{aligned} \delta l = & \left[\frac{2}{\sin 2\delta} + \frac{4L_2^2 a \cos \psi}{l^2 \sin 2\delta} + \frac{LL_1}{l^2} \right] \Delta \delta + \\ & + \left[\operatorname{ctg} \psi + \frac{L_2 a \operatorname{ctg} \psi}{l^2} + \frac{aL_1}{l^2 \sin \psi} \right] \Delta \psi. \end{aligned} \quad (10)$$

Анализ этого выражения показывает, что:

1) если шар-пилот перемещается от места выпуска, мало изменяя свое направление ($\psi=0$), то погрешность в определении скорости ветра будет больше, чем в тех случаях, когда он огибает место выпуска;

2) с удалением и по мере подъема шара-пилота от места выпуска в связи с уменьшением вертикального угла δ погрешности в определении скорости ветра возрастают;

3) при прочих равных условиях погрешность можно уменьшить путем увеличения промежутков времени, для которых вычисляется скорость ветра.

Из выражений (6) и (10) следует, что при заданных промежутках времени для обработки шаропилотных наблюдений погрешность в определении направления и скорости ветра будет тем меньше, чем больше скорость ветра на высотах, благодаря возрастающим значениям l .

§ 3. Применение структурных функций для оценки точности шаропилотных наблюдений

В предыдущих параграфах были подробно выяснены те причины, которые обуславливают случайные погрешности в измерениях направления и скорости ветра на высотах методом шаропилотных наблюдений. Однако суммарные количественные характеристики погрешностей удобней всего получить из данных о пространственной и временной изменчивости ветра на высотах. Как показали исследования, изменчивость ветра хорошо подчиняется закону нормального распределения. В качестве основной характеристики пространственной или временной изменчивости ветра принимается средняя квадратичная разность между зна-

чениями скорости ветра в двух различных пунктах или за соседние сроки наблюдений в одном пункте.

Согласно теоретическим исследованиям М. И. Юдина, подтвержденным экспериментально М. В. Завариной, Е. С. Селезневой, В. Д. Решетовым и др., средний квадрат разности скорости ветра пропорционален расстоянию между пунктами шаропилотных наблюдений (для пространственной изменчивости) или интервалу времени между наблюдениями в одном пункте (для временной изменчивости).

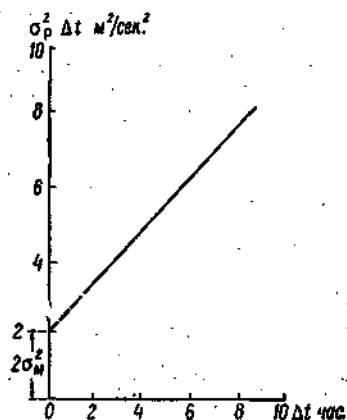


Рис. 39. Схема расчета среднеквадратичной погрешности метода шаропилотных наблюдений.

$$\sigma^2(d) = \sigma_{0,d}^2 d, \quad (11)$$

$$\sigma^2(\Delta t) = \sigma_{0,\Delta t}^2 \Delta t, \quad (12)$$

где d — расстояние между пунктами наблюдений, $\sigma_{0,d}^2$ — средний квадрат разности скорости ветра для единичного расстояния, Δt — интервал времени между сроками наблюдений в часах, а $\sigma_{0,\Delta t}^2$ — средний квадрат разности скорости ветра за единичный интервал времени (за один час).

Величины $\sigma^2(d)$ и $\sigma^2(\Delta t)$ являются функциями соответственно расстояния и времени и называются структурными функциями турбулентного поля скорости ветра.

Заметим, что от пространственной изменчивости можно перейти к временной изменчивости, подставляя вместо d в выражение (11) $u\Delta t$, где u — средняя скорость ветра. Естественно, что если расстояние d или интервал времени Δt равны нулю, то значения $\sigma^2(d)$ и $\sigma^2(\Delta t)$ также должны быть равны нулю. Это справедливо только в том случае, если ветер определен без погрешностей. В действительности, как мы уже знаем, ветер на высотах в атмосфере определяется с погрешностью, обусловленной неточностью определения угловых координат и высоты шара-пилота. В расчетные значения среднего квадрата разности скорости ветра σ_p^2 входит удвоенный квадрат средней квадратичной погрешности метода измерений σ_m^2 :

$$\sigma_p^2(d) = \sigma^2(d) + 2\sigma_m^2, \quad (13)$$

$$\sigma_p^2(\Delta t) = \sigma^2(\Delta t) + 2\sigma_m^2. \quad (14)$$

Практически для определения величины σ_m^2 прибегают к графической экстраполяции $\sigma_p^2(d)$ или $\sigma_p^2(\Delta t)$ соответственно до расстояния $d=0$, и интервала времени $\Delta t=0$, как это для примера

показано на рис. 39. Полученное значение $\sigma_p^2(d)$ или $\sigma_p^2(\Delta t)$ равно удвоенному квадрату средней квадратичной погрешности метода наблюдений, а сама среднеквадратичная погрешность

$$\sigma_m = \frac{\sigma_p(d)}{\sqrt{2}} \quad (d=0) \quad (15)$$

или

$$\sigma_m = \frac{\sigma_p(\Delta t)}{\sqrt{2}} \quad (\Delta t=0). \quad (16)$$

Исследование точности метода шаропилотных наблюдений можно проводить отдельно для скорости и направления ветра или для компонентов вектора ветра (в полярных координатах). В последнем случае в качестве осей координат обычно принимаются оси север—юг и запад—восток.

Приведем результаты исследования точности измерений скорости и направления ветра, полученные М. В. Завариной. Через σ_m обозначена средняя квадратичная погрешность скорости

Высота, км	σ_m м/сек	σ_φ град.
0,5	$\pm 0,80$	$\pm 2,5$
1,0	0,85	2,5
3,0	1,60	1,4

ветра, а через σ_φ — направления ветра. Максимальная погрешность равна утроенной величине средней квадратичной погрешности. Из приведенной таблицы видно, что погрешность в измерении скорости ветра возрастает с высотой, а направления — несколько уменьшается. Это связано с тем, что чем меньше скорость ветра, тем больше погрешность в определении направления ветра, а скорость ветра с высотой в тропосфере, как известно, возрастает.

К этому вопросу мы возвратимся в гл. VI.

Глава II

МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ, ТЕМПЕРАТУРЫ И ВЛАЖНОСТИ, ПРИМЕНЯЮЩИЕСЯ В АЭРОЛОГИИ

Измерения метеорологических элементов в свободной атмосфере производятся в условиях, отличающихся от условий метеорологических наблюдений у земной поверхности.

Особенности измерения давления, температуры и влажности в свободной атмосфере, так же как и ветра, связаны с тем, что эти измерения необходимо производить на различных высотах за сравнительно короткий промежуток времени при условии большого диапазона изменения величины метеорологических элементов по высоте. Следовательно, время пребывания поднимаемого для измерения прибора на каждой высоте оказывается незначительным. Кроме вертикального зондирования атмосферы, нередко производят горизонтальное зондирование, применяя для этого самолеты и аэростаты, а в последнее время и искусственные спутники Земли.

Чтобы измерения могли характеризовать особенности изменения температуры и влажности в момент зондирования, необходима непрерывная и свободная вентиляция воздушным потоком измерителей температуры и влажности во все время поднятия прибора. Только при этом условии измерители могут воспринять изменения метеорологических элементов с высотой.

Чувствительные элементы приборов должны обладать минимальной инерцией, чтобы их показания при сравнительно быстром переходе прибора от одного уровня к другому в максимальной степени соответствовали действительным изменениям значений метеорологических элементов.

Далее, при зондировании, особенно на больших высотах, прибор испытывает влияние солнечной радиации, что сказывается на показаниях температуры, вызывая перегрев термометра.

Наконец, при больших скоростях обтекания измерителей температуры и влажности адиабатическое сжатие и трение воздуха приводят к завышенным показаниям температуры и заниженным показаниям влажности, что должно учитываться введением соответствующих поправок.

Своеобразие условий измерения при зондированиях свободной атмосферы требует особых конструкций приборов, а также определенного режима их подъема.

Приборы, применяющиеся при аэрологических зондированиях, регистрируют относительное изменение элементов; для получения результатов измерения в принятых единицах показания приборов нуждаются в соответствующей обработке.

Необходимым условием обработки показаний является наличие поверочного свидетельства, содержащего кривые чувствительности прибора по каждому измеряемому элементу¹, а также для большинства приборов так называемая выдержка прибора перед выпуском.

При выдержке выпускаемый прибор некоторое время находится в одинаковых условиях с абсолютными приборами при определенной вентиляции воздушным потоком. Это позволяет сопоставить показания выпускаемого прибора со значениями элементов, отсчитанных по абсолютным приборам (барометру, термометру и психрометру). Такое сравнение показаний и наличие поверочного графика дают возможность перевести относительные значения метеорологических элементов в абсолютные, т. е. получить давление в миллибарах, температуру в градусах, относительную влажность в процентах. Кроме того, при обработке результатов зондирования необходимо вводить поправки для исключения систематических погрешностей измерения.

Хотя при подъеме приборов измерения на различных высотах происходят одновременно, тем не менее в силу сравнительно медленных изменений метеорологических элементов во времени в свободной атмосфере результаты измерений относят к одному и тому же моменту (началу подъема), так как зондирование, как правило, занимает не более одного часа. При этом считается, что зондирование происходит по вертикали над местом подъема.

Из приведенного выше видно, что измерения метеорологических элементов в свободной атмосфере оказываются более сложным и трудным делом, чем проведение метеорологических наблюдений у земной поверхности. Это не может не сказаться на точности измерений, которая в силу указанных причин вообще будет меньшей, чем при обычных метеорологических наблюдениях.

¹ В литературе по аэрологическим измерениям под чувствительностью принято понимать изменение величины метеорологического элемента, приходящееся на единицу перемещения стрелки-указателя приемника прибора.

Для сравнимости результатов зондирований, полученных на ряде пунктов, большое значение имеет единство методики поверки (тарировки) приборов, их подготовки и выпуска, регистрации показаний, а также обработки материалов зондирований. Поэтому при аэрологических наблюдениях необходимо придерживаться наставлений и инструкций, указывающих, как и в какой последовательности проводить все операции.

§ 1. Основы устройства приборов, применяющихся для измерения давления, температуры и влажности в свободной атмосфере

Для исследования свободной атмосферы пользуются особыми приборами: метеорографами и радиозондами. Метеорографы поднимаются в атмосферу при помощи самолетов или аэростатов; для подъема радиозондов применяют шары-зонды.

Метеорографами называются приборы, автоматически регистрирующие во время зондирования состояние нескольких метеорологических элементов, чаще всего давления, температуры и влажности, а иногда и скорости ветра.

В зависимости от способа подъема в атмосферу метеорографы имеют известные особенности в конструкции, однако принципы устройства обычных типов метеорографов являются общими. Так, например, для измерения давления в метеорографах всех конструкций служат anerоидные коробки, для измерения температуры — биметаллические пластинки и для измерения влажности — обычно пучок обезжиренных человеческих волос.

На изменения давления, температуры и влажности каждый из приемников (чувствительных элементов) реагирует деформацией в виде прогиба (анероидная коробка), изгиба (биметаллическая пластинка) и изменения длины (пучок волос).

Приемники имеют подвижные и неподвижные части. Неподвижной частью приемник прикреплен к основанию или станине прибора, а подвижная часть при помощи системы рычагов и тяг соединена с пером, записывающим на вращающемся барабане изменения соответствующего элемента. Кроме перьев, связанных с приемниками, метеорограф снабжен так называемым «фиксовым», или контрольным, пером, прочерчивающим горизонтальную линию, которая служит для обработки записи. Барабан вращается при помощи часового механизма и совершает один оборот за промежуток времени от 1 до 6 час.

Запись производится острием пера по закопченной гладкой бумаге или алюминиевой и медной фольге. Удобно также применение восковой черной или красной бумаги. Процарапывание воскового покрова требует очень небольших усилий на рычаге пера и дает весьма тонкую линию записи. Фиксацию записи на закоп-

ченной бумаге или фольге производят погружением бумаги или фольги в раствор шеллака со спиртом. Бумажная лента или фольга с записью носит название метеорограммы.

Способы подъема, диапазон измерения метеорологических элементов и условия работы прибора обуславливают определенные требования к устройству метеорографов, которые в общих чертах сводятся к следующему. Прибор должен быть легким, поэтому его корпус изготавливается из легкого металла, например алюминия. Приемники следует рассчитывать на большие интервалы изменения метеорологических элементов, поэтому точность записи обычно сравнительно небольшая. Так как прибор работает при различном состоянии влажности и подвергается действию осадков, то все части должны быть предохранены от коррозии никелировкой или хромированием.

Взаимодействие частей и работа часового механизма должны осуществляться безотказно в условиях низких температур. Наконец, конструкция механизма должна быть рассчитана на различного рода сотрясения, небольшие толчки и обтекание воздухом, испытываемые прибором.

Кроме описанного типа метеорографов, для повышения точности измерения при самолетном зондировании возможно применение электрометеорографа. В этом приборе используются более чувствительные и малоинерционные приемники метеорологических элементов, например термометр сопротивления и пленочный гигрометр. Запись показаний производится на фотобумаге оптическим регистратором по принципу регистрации неэлектрических величин, преобразованных в электрический ток.

В случае необходимости получения данных измерения температуры и влажности воздуха непосредственно в полете применяются также электрические приборы дистанционного действия: термометры, гигрометры или термогигрометры. Отсчет показаний производится по шкалам электроизмерительных приборов внутри кабины самолета.

В радиозондах для измерения метеорологических элементов служат обычно те же приемники, что и в метеорографах. В отличие от них, метеорологическая часть радиозондов тем или иным образом воздействует на радиопередатчик, образуя сигналы, которые дают сведения о результатах измерения. Прием сигналов производится у земли с помощью радиоприемников. Запись сигналов осуществляется как на слух, так и специальными регистраторами.

После изложения общих сведений об аэрологических приборах перейдем к более подробному рассмотрению методов измерения давления, температуры и влажности, применяющихся в аэрологии. Описание метеорографов и радиозондов различных систем изложено в соответствующих главах, относящихся к тому или иному способу зондирования.

§ 2. Измерение давления

Измерение давления метеорографами и радиозондами производится по методу деформационных барометров (анероидов).

Приемниками давления служат anerоидные коробки и манометрические трубки. Изменение внешнего давления вызывает деформацию того или иного приемника до тех пор, пока упругие силы коробки или трубки и заключенного в них газа не уравновесят внешнего давления. Деформация коробки или трубки передается системой рычагов и тяг стрелке или записывающему перу, изменение положения которых характеризует изменения давления. Как было сказано, запись метеорографа или сигналы радиозонда дают относительные изменения давления. Для получения абсолютных значений приборы требуют проверки посредством сравнения их показаний с показаниями абсолютного прибора, т. е. ртутного барометра или манометра.

Несмотря на некоторые недостатки в применении к аэрологическим исследованиям, такие приемники имеют и ряд положительных свойств, а именно: вес их незначителен, они портативны и отсчеты по приборам с такого рода приемниками возможны без затруднения во время движения самолета или аэростата. Наконец, anerоидные коробки сравнительно дешевы и их легко приспособить как для непрерывной записи, так и для передачи измерений с помощью радиопередатчика.

В настоящее время в аэрологических приборах применяются почти исключительно мембранные барокоробки.

В приборах для специальных исследований до уровня 30 км и выше могут найти применение несколько приемников (блоков барокоробок), рассчитанных на соответствующее число диапазонов изменения давления. Автоматическое включение приемников с повышающейся чувствительностью по мере увеличения высоты подъема позволяет измерять давление на больших высотах с большей степенью точности, чем в нижних слоях.

Кроме барокоробок, для измерения давления применяется гипсотермометр. Однако точность этого прибора пока ниже точности anerоидных барометров.

При исследованиях атмосферы с помощью ракет измерения давления производятся методами, принципиально отличающимися от измерений в более низких слоях. Для измерения давления на высотах, превышающих 30 км, применяются приборы, подобные тем, которые служат для измерения давления при сильном разрежении газа (тепловые и ионизационные манометры).

1. Устройство anerоидных (мембранных) коробок. Anerоидная коробка представляет собой круглую герметически замкнутую невысокую коробку с гофрированными упругими основаниями (называемыми мембранами) и жесткими боковыми стенками. Отношение высоты коробки к ее диаметру составляет

около $\frac{1}{10}$. В качестве материала для aneroidных коробок применяются упругие металлы: нейзильбер (сплав из никеля, меди и цинка), фосфористая или бериллиевая бронза и сталь. Из коробки почти полностью выкачан воздух. Aneroidные коробки в аэрологических приборах применяются без дополнительных пружинок, так как сами мембраны обладают достаточной упругостью.

Принцип действия aneroidной коробки состоит в следующем. Внешнее давление воздуха сдавливает мембраны коробки, и коробка деформируется до тех пор, пока между силами давления и упругими силами мембран коробки и заключенного в ней газа не установится равновесие. Если внешнее давление возрастает, то мембраны несколько прогибаются во внутрь коробки; если внешнее давление понижается, то упругие силы мембран преодолевают силы наружного давления и величина прогиба уменьшается.

Таким образом, при изменении давления расстояние между основаниями коробки изменяется, и эти изменения через рычажную систему передаются перу метеорографа или стрелке радиозонда.

Чтобы получить большую величину общей деформации приемника, в метеорографах и радиозондах применяется блок, состоящий из двух или нескольких мембранных барокоробок. В этом случае aneroidные коробки, жестко связанные между собой в средней части оснований, располагаются одна над другой. Средняя часть нижнего основания закреплена неподвижно, а верхнее основание верхней коробки при помощи системы рычагов и тяг соединено с пером или стрелкой.

Гофрировка поверхности оснований имеет целью ослабление вредных растягивающих напряжений, развивающихся при деформации коробки.

Для расчета прогиба оснований беспружинной коробки в виде плоских или гофрированных мембран имеются только приближенные формулы. Приведем одну из таких формул (по В. И. Федосьеву), дающую зависимость между действующим на мембрану давлением p и ее прогибом в центре мембраны f_m для плоской мембраны,

$$\frac{p}{E} = \frac{h^4}{R^4} \left[\frac{16}{3(1-\mu^2)} \frac{f_m}{h} + \frac{6}{7} \left(\frac{f_m}{h} \right)^3 \right], \quad (1)$$

где R — радиус мембраны; h — ее толщина, E — модуль упругости материала мембраны и μ — коэффициент Пуассона.

Нетрудно видеть, что для данного материала мембран чувствительность барокоробки, определяемая отношением $\frac{f_m}{p}$, увеличивается с возрастанием радиуса коробки и уменьшением тол-

щины мембран. В самом деле, пренебрегая вторым слагаемым формулы (1), получим

$$\frac{f_m}{p} = \frac{3}{16} \frac{R^4 (1 - \mu^2)}{h^3 E}.$$

Для гофрированных мембран приближенные формулы имеют более сложный вид, так как в них входят функции ряда параметров мембран: количества гофр, длины полной синусоиды гофрировки и т. д.

§ 3. Погрешности измерения давления барокоробками

1. Влияние температуры на деформацию anerоидных коробок.

Деформация anerоидных коробок зависит не только от изменения давления, но и от изменения температуры, так как упругость мембран коробки и заключенного в ней газа изменяется в зависимости от температуры. Поэтому в показания приборов с anerоидными коробками следует вводить поправки на температуру. Удобнее, однако, пользоваться термокомпенсаторами, т. е. устройствами, погашающими влияние температуры на показания прибора.

Упругие силы материала коробки зависят от температуры. С достаточной точностью можно принять, что изменение силы упругости мембран будет происходить в соответствии с законом Гука пропорционально ее величине, равной давлению воздуха p , а также изменению температуры ΔT .

Коэффициент пропорциональности обозначим через $-b$. Знак минус берется потому, что для большинства материалов с повышением температуры сила упругости оснований коробки уменьшается, а с понижением — увеличивается. Следовательно, изменение этой силы можно выразить через $\Delta B' = -b_p \Delta T$.

Коробка давления содержит в себе некоторое количество газа, обладающего известной упругостью; давление газа, заключенного внутри коробки, действует противоположно внешнему давлению воздуха. При этом упругость газа, заключенного в коробке, также зависит от температуры: при повышении температуры она возрастает, при понижении — уменьшается. Так как изменение объема коробки давления при изменении температуры незначительно, то им можно пренебречь и считать объем ее при неизменном внешнем давлении постоянным.

Изменение упругости газа, заключенного в коробке, при изменении температуры ΔT и постоянном внешнем давлении можно выразить через $\Delta p' = a \Delta T$, т. е. можно принять, что изменение упругости пропорционально изменению температуры. В самом деле, если p' — упругость газа в коробке при температуре T , V — объем газа в коробке, p'_0 и T'_0 — упругость и температура

газа в коробке при начальных условиях, например при изготовлении коробки, то по уравнению Клапейрона

$$\frac{p'V}{T} = \frac{p_0'V_0}{T_0}.$$

Считая объем газа в коробке постоянным, получим

$$p' = \frac{p_0'}{T_0} T.$$

Отсюда, дифференцируя обе части равенства, имеем

$$\Delta p' = \frac{p_0'}{T_0} \Delta T = a \Delta T. \quad (2)$$

Таким образом, изменения температуры сказываются на упругости мембран, с одной стороны, и на упругости газа, заключенного в коробке, с другой стороны.

Суммарное изменение упругих сил при изменении температуры на ΔT можно выразить через

$$\Delta B = a \Delta T - b p \Delta T,$$

или

$$\Delta B = \Delta T (a - b p).$$

Если изменения силы упругости материала коробки равны изменению силы упругости газа, то

$$\Delta B = (a - b p) \Delta T = 0.$$

Это возможно, если $p = \frac{a}{b}$.

Внешнее давление воздуха p , при котором влияние температуры на показания коробки равно нулю, называется компенсационным давлением для данной коробки. При других значениях давления, не равных компенсационному, суммарное изменение упругих сил, выраженное в изменении показаний барокоробки, будет равно

$$\Delta p = \Delta T (a - b p). \quad (3)$$

Поправка, которую следует вводить в показания анероидной коробки при изменении температуры на ΔT , выразится через

$$\delta p = -\Delta T (a - b p). \quad (4)$$

Здесь ΔT обозначает разность между температурой, при которой производилось определение показаний анероидной коробки (температурой при поверке), и температурой коробки в момент

наблюдения (за температуру коробки в момент наблюдения принимается температура, показанная приемником температуры для того же момента времени); a — величина, зависящая от количества газа внутри коробки; b — величина, зависящая от упругих свойств мембран коробки.

Коэффициент a имеет разные значения и определяется для каждого прибора при его поверке; коэффициент b считается постоянным для коробок данного типа, сделанных из одинакового материала, и определяется экспериментальным путем.

Так как компенсационное давление $p = \frac{a}{b}$, где b — постоянная величина для коробок данного типа, а коэффициент a зависит от количества газа в коробке, то при изготовлении коробок можно подобрать для них любое компенсационное давление, оставляя в коробке соответствующее количество газа. Из формулы (2) следует, что

$$p = \frac{a}{b} = \frac{p_0}{T_0 b}.$$

При применении коробок, предназначенных для подъема на значительные высоты и потому работающих при больших ΔT , желательно уменьшить поправки в показаниях при низкой температуре, а следовательно, и малых значениях давления. Поэтому компенсационное давление для коробок подбирается возможно более низким в соответствии с высотой подъема, для которого они предназначены.

Так как количество газа в коробке с течением времени меняется вследствие поступления газа, адсорбированного стенками коробки, или проникания его через микроскопические поры стенок, то компенсационное давление с течением времени также изменяется. Поэтому необходимо производить новую поверку прибора на давление.

Как показали исследования, указанная формула дает только приближенное значение поправки к показаниям давления на влияние температуры. Погрешность в определении поправки возникает за счет отклонения величины b для отдельных приборов от средней его величины для данной серии приборов. Погрешность эта может оказаться весьма значительной, если принять во внимание, что в формуле (4) b умножается на p — величину внешнего давления.

Существенное значение имеет также погрешность в определении величины a . Поэтому более рациональным способом, который с большей точностью дает возможность учесть влияние температуры на показания прибора, является метод поверки приборов на давление при двух (или нескольких) различных температурах — положительной и отрицательной.

Как можно было видеть, условия, при которых влияние температуры на показания anerоидной коробки равно нулю, осуществляются для одного значения давления воздуха, которое называется компенсационным. Оно зависит от степени наполнения коробки газом. Для получения компенсации при разных значениях давления применяют так называемые биметаллические термокомпенсаторы. Термокомпенсаторы подбирают так, чтобы изменение показаний барокоробки, вызванное компенсатором, было противоположно и равно по абсолютной величине изменению показаний барокоробки под влиянием температуры при отсутствии компенсатора.

Наиболее широко применяются компенсаторы, представляющие биметаллические пластинки, устанавливаемые в передаточном механизме от барокоробки к перу или стрелке («кинематическая» компенсация). В последнее время находят применение также и так называемые силовые биметаллические компенсаторы, в которых биметалл с некоторой силой давит непосредственно на мембрану барокоробки.

Примером термокомпенсатора кинематического типа служит термокомпенсатор радиозонда РЗ-049, принцип действия которого будет рассмотрен в гл. V. Схема действия силового компенсатора дана на рис. 40. С двух сторон блока барокоробок на каркасе узла давления закреплены две биметаллические пластины 1. Свободные концы пластин 1 соединены между собой тонкой натянутой упругой металлической лентой 2. Середина ленты оттянута вниз и закреплена на винтовой арматуре блока барокоробок с помощью гаечного зажима. Таким образом, кроме силы давления воздуха, к приемнику давления приложено усилие, являющееся равнодействующей растягивающих сил, направленных вдоль металлических тяг. Это усилие зависит от температуры биметаллов 1. При уменьшении давления воздуха прогиб ленты 2 уменьшается. Если положение гаечного зажима отрегулировать так, чтобы прогиб ленты равнялся нулю при компенсационном давлении, то, очевидно, в этот момент равнодействующая сил,

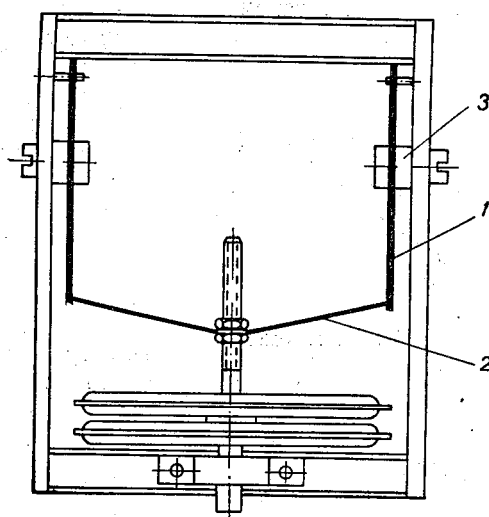


Рис. 40. Силовой температурный компенсатор.

растягивающих металлические ленты, также равна нулю. С другой стороны, регулируется усилие, развиваемое биметаллическими пластинами при изменении температуры при наземном давлении. Эта регулировка осуществляется путем передвижения регуляторов 3 вдоль паза биметаллических пластин 1 за счет изменения их жесткости.

Такой регулировкой достигается компенсация перемещений коробки при различных температурах в условиях наземного давления. Из расчета термокомпенсатора следует, что при небольших прогибах ленты 2 температурная компенсация приемника давления, компенсированного при двух значениях давления, автоматически распространяется на промежуточные значения давления. Таким образом термокомпенсатор указанного типа устраняет влияние температуры на показания приемника давления в необходимом интервале изменения давления.

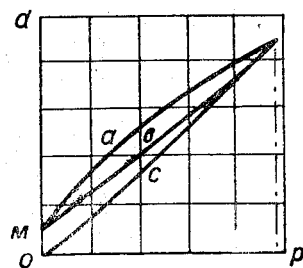


Рис. 41. Гистерезис и упругое последствие anerоидных коробок.

2. Явления гистерезиса и упругого последствия. Неточности в показаниях anerоидных коробок или манометрических трубок, помимо влияния температуры, обуславливаются также влиянием гистерезиса и упругого последствия, зависящих от молекуляр-

ной структуры материала, из которого сделана коробка или трубка.

Явление гистерезиса состоит в том, что если anerоидную коробку подвергнуть воздействию изменения давления, то ход деформаций коробки при понижении давления не будет совпадать с ходом, соответствующим повышению давления.

Так, если составить график (рис. 41), в котором по оси абсцисс откладываются значения давления, а по оси ординат — отклонения указателя, то кривые *a* и *b*, полученные при повышении или понижении давления, совпадают только в начальной и конечной точках, образуя вытянутую петлю.

Наибольшая ширина петли приходится на середину интервала между начальным и конечным значениями давлений. При повторных изменениях давления до одного и того же предела ширина петли, обусловленная гистерезисом, не изменяется.

Кроме гистерезиса, на деформацию коробки давления оказывает влияние упругое последствие, величина которого, в отличие от гистерезиса, зависит от времени.

Явление упругого последствия состоит в том, что если находившуюся долгое время в покое anerоидную коробку подвергнуть деформации путем изменения давления (понижения его), то при возвращении к начальному давлению она не сразу примет

свой первоначальный размер (точки *о* и *м* не совпадают). При последующих изменениях давления отставание коробки при возвращении к начальному значению делается все меньше.

Расхождение показаний прибора, обусловленное гистерезисом, может вызвать погрешности в обработке полученных данных, если при изменении давления в сторону его возрастания пользоваться результатами поверки прибора, произведенной при изменении давления только в одном направлении — при понижении давления. Поэтому поверка производится при изменении давления в двух направлениях: при понижении и при повышении его.

При увеличении интервала давления ширина петли гистерезиса увеличивается. Поэтому влияние гистерезиса увеличивается при увеличении высоты поднятия прибора.

Обычно в коробках давления, применяемых в аэрологии, допускаемая величина расхождения в показаниях давления, обусловленная гистерезисом, не превышает нескольких миллибаров.

Величина гистерезиса и упругого последействия в анероидах зависит от ряда причин:

1) упругое последействие и гистерезис увеличиваются при увеличении интервала между начальным и конечным давлением;

2) упругое последействие возрастает при повышении температуры;

3) упругое последействие становится тем больше, чем скорее происходит изменение давления; гистерезис не зависит от времени, в течение которого изменяется нагрузка на коробку;

4) упругое последействие бывает значительно больше, если коробка долгое время находилась в покое; оно почти исчезает, если коробку подвергнуть изменению давления через короткие промежутки времени до пределов, соответствующих высоте подъема прибора. Обычно после четвертого или пятого раза такой «тренировки» остается лишь расхождение кривых подъема и спуска, вызванное гистерезисом.

Гистерезис и упругое последействие анероидной коробки можно значительно уменьшить выбором соответствующего материала при ее изготовлении.

Помимо перечисленных явлений, неправильный ход деформации анероидной коробки может быть вызван также переходом ее мембраны от вогнутости к выпуклости и обратно. Во избежание этого явления коробку рассчитывают так, чтобы при всех значениях давления, для которых предназначен прибор, такого перехода не происходило.

§ 4. Измерение температуры

Измерение температуры при аэрологических исследованиях проводится различными методами. В метеорографах обычно применяются деформационные термометры, чувствительными эле-

ментами которых являются биметаллические пластинки. В большей части имеющихся систем радиозондов используют приемник того же типа.

Металлические и полупроводниковые термометры сопротивления находят применение в исследованиях атмосферы на самолетах и аэростатах и при помощи некоторых радиозондов. Для измерения температуры возможно также использование термоконденсаторов.

Методы подъема приборов и условия производства измерения связаны с тем или иным способом измерения температуры. Так, например, условия исследования атмосферы на самолете и свободном аэростате дают широкие возможности для применения любых методов измерения температуры. В то же время при зондированиях с помощью привязных аэростатов целесообразно пользоваться метеорографами с биметаллическими приемниками. В радиозондах, кроме приемников такого рода, применяются также металлический и полупроводниковый термометры сопротивления или термочувствительный конденсатор.

1. Биметаллические термометры. Приемник биметаллического термометра состоит из двух спаянных или сваренных тонких металлических пластинок. Эти пластинки изготавливаются из металлов, имеющих различные коэффициенты линейного расширения. При изменении температуры биметаллическая пластинка деформируется, изгибаясь в ту или иную сторону, так как составляющие пластинки удлиняются или укорачиваются на разную величину.

Для составляющих пластинок применяются металлы, имеющие большую разность коэффициентов расширения, близкие значения модулей упругости, хорошо сваривающиеся друг с другом и недорогие. Чаще всего находят применение алюминий, никель, железо, медь и их сплавы, а также сталь-инвар. Форма биметаллических пластинок разнообразна: они изготавливаются в виде прямой или слабо изогнутой пластинки, в виде буквы С, а также в виде спирали.

Если один конец биметаллической пластинки закрепить неподвижно, то при деформации вследствие изменения температуры свободный ее конец будет перемещаться. Перемещение свободного конца непосредственно или с помощью рычажной системы передается перу или стрелке прибора.

Представим себе прямую тонкую биметаллическую пластинку $ABDC$ длиной L при температуре t (рис. 42). Одним концом она закреплена неподвижно.

При изменении температуры на Δt пластинка изогнется в направлении, зависящем от расположения составляющих пластинок, и займет положение AB_1D_1C . Допустим, что она примет форму дуги окружности с центральным углом φ . При этом составляющие пластинки изменят свою длину. Пусть длина дуги

по среднему продольному сечению верхней составляющей пластинки L_1 , а нижней L_2 . Если толщину верхней составляющей обозначить через h_1 , а нижней — через h_2 и радиус дуги линии спая — через R , то приближенно можно считать, что

$$L_1 = \left(R + \frac{h_1}{2}\right) \varphi,$$

$$L_2 = \left(R - \frac{h_2}{2}\right) \varphi.$$

Вычитая одно уравнение из другого и определяя φ , получим

$$\varphi = \frac{2(L_1 - L_2)}{h_1 + h_2}. \quad (5)$$

Так как при изменении температуры на Δt длина составляющих изменилась в соответствии с коэффициентом расширения материала каждой составляющей, то, обозначив коэффициенты расширения через k_1 и k_2 , можем написать:

$$L_1 = L(1 + k_1 \Delta t),$$

$$L_2 = L(1 + k_2 \Delta t).$$

Подставив выражения для L_1 и L_2 в формулу (5), получим

$$\varphi = \frac{2L(k_1 - k_2) \Delta t}{h_1 + h_2}. \quad (6)$$

Перемещение свободного конца приближенно можно считать равным расстоянию по вертикали между средними точками конца биметалла S и S_1 , которое обозначим через ΔS . Тогда

$$\Delta S = R - R \cos \varphi = 2R \sin^2 \frac{\varphi}{2}.$$

Заменяя $\sin^2 \frac{\varphi}{2}$ через $\left(\frac{\varphi}{2}\right)^2$ ввиду малой величины φ и полагая $R = \frac{L}{\varphi}$, получим

$$\Delta S = \frac{L\varphi}{2}.$$

Подставляя из формулы (6) значение для φ и полагая разность коэффициентов расширения $k_1 - k_2 = k$, а толщину биметаллической пластинки $h_1 + h_2 = h$, будем иметь приближенно

$$\Delta S \approx \frac{L^2 k}{h} \Delta t. \quad (7)$$

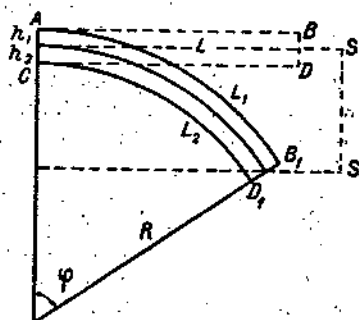


Рис. 42. Схема деформации биметаллической пластинки.

Более точный расчет изгиба прямой биметаллической пластинки дает формула

$$\Delta S = \frac{3}{4} \frac{L^2 k}{h} \Delta t. \quad (8)$$

Эта формула справедлива, если составляющие пластинки выбраны так, чтобы удовлетворялось соотношение

$$E_1 h_1^2 = E_2 h_2^2,$$

где E_1 и E_2 — модули упругости металлов.

Исследования по деформации биметаллических пластинок показали, что отклонение свободного конца зависит также от формы пластинки, т. е. от центрального угла дуги, которую она образует. Учитывая это обстоятельство, формулу (7) можно представить в виде

$$\Delta S \approx \frac{L^2 M k}{h} \Delta t, \quad (9)$$

где M — некоторый численный коэффициент, зависящий от центрального угла φ . Величина M имеет максимальное значение, равное единице, для прямой пластинки. При увеличении изгиба пластинки коэффициент M уменьшается, т. е. чувствительность пластинки уменьшается.

Из формулы (9) следует, что для данного Δt отклонения свободного конца биметаллической пластинки тем больше, чем больше ее длина и чем меньше ее толщина. С другой стороны, отклонения возрастают с увеличением разности коэффициентов расширения составляющих пластинку металлов. При этом отсутствие кривизны биметаллической пластинки не уменьшает ее чувствительности; более того, при прочих равных условиях термометр с неизогнутой пластинкой имеет большую чувствительность, чем термометр с изогнутой пластинкой.

Биметаллические пластинки изготавливаются по возможности тонкими, так как увеличение их толщины не только уменьшает чувствительность, но и увеличивает термическую инерцию термометра. Однако для толщины пластинки имеется нижняя граница потому, что при очень тонкой пластинке сила, с которой ее подвижный конец действует на передаточные рычаги, становится недостаточной для преодоления трения в сочленениях передаточной системы и трения пера о бумагу или стрелки по контактной гребенке (в радиозондах). Обычно биметаллические пластинки изготавливают толщиной от 0,3 до 0,5 мм. В конструкциях радиозондов, где биметалл освобожден от функции перемещать стрелку по контактной поверхности, применяются пластинки толщиной до 0,2—0,1 мм.

Для измерений температуры при исследованиях на аэростатах и самолетах, кроме метеорографов с термобиметаллическими

приемниками, находят применение металлические термометры сопротивления. Такого рода термометры легко приспособить для дистанционных измерений и изготовить с весьма малым термическим коэффициентом инерции. Полупроводниковые термометры сопротивления находят применение главным образом в радиозондах.

2. Металлические термометры сопротивления. Действие термометров сопротивления основано на свойстве металлов изменять свое электрическое сопротивление в зависимости от температуры. Эта зависимость обычно характеризуется значением температурного коэффициента сопротивления α , который определяется как относительное изменение электрического сопротивления проводника при изменении температуры на 1° .

$$\alpha = \frac{1}{R} \frac{dR}{dt}, \quad (10)$$

где R — сопротивление при температуре t .

Для большинства металлов сопротивление их увеличивается с повышением температуры, а коэффициент α имеет порядок 10^{-3} град. $^{-1}$.

Наиболее употребительными для изготовления термометров сопротивления являются платина, никель, вольфрам, железо и медь. Для этих металлов коэффициент сопротивления достаточно постоянен в широком диапазоне температур. При этом условии уравнение (10) можно проинтегрировать, получив зависимость между сопротивлением и температурой в виде

$$R = R_0 e^{\alpha t}, \quad (11)$$

где R_0 — сопротивление при температуре 0° .

Для измерения температуры в метеорологии нередко пользуются формулой

$$R = R_0 (1 + At + Bt^2), \quad (12)$$

где A и B — постоянные, или формулой более простого вида, пригодной для малого интервала изменения температуры,

$$R = R_0 (1 + \alpha t). \quad (13)$$

Приемник термометра сопротивления обычно изготавливается в виде тонкой нити, намотанной на каркас из изолятора: пластмассы, слюды или кварца. Для предохранения от механических повреждений на приемник надевается колпачок. С целью уменьшения влияния солнечной радиации приемник помещается в трубке или шахте, не препятствующих его вентиляции окружающим воздухом. Включение приемника в измерительную схему осуществляется с помощью подводящих проводов, изготовленных обычно из меди.

Измерение температуры термометром сопротивления производится с помощью мостовых схем, позволяющих наиболее точно определять сопротивление приемника. При этом пользуются методом равновесного или неравновесного моста сопротивления.

Схема термометра с равновесным мостом представлена на рис. 43. Пусть R —сопротивление приемника, R_1, R_2, R_3 —постоянные сопротивления, независимые от температуры, но регулируемые, Γ —гальванометр, P —реостат, B —источник постоянного тока, K —ключ.

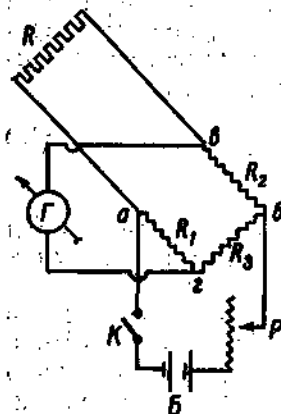


Рис. 43. Схема термометра сопротивления.

Для того чтобы получить равновесное состояние (отсутствие тока в гальванометре), необходимо условие

$$RR_3 = R_1R_2.$$

Такое соотношение осуществляется путем изменения регулируемых сопротивлений. Определяя из этого соотношения R и подставляя его в формулу (11), находим величину t

$$t = \frac{1}{\alpha} \ln \frac{R_1R_2}{R_0R_3}. \quad (14)$$

Таким образом, зная сопротивление трех плеч моста, сопротивление приемника при 0° и коэффициент α , можно по уравнению (14) вычислить температуру приемника.

Приведенные формулы служат лишь для расчета схем термометра сопротивления. Если сопротивления R_1 и R_3 постоянны, то изменяемое сопротивление R_2 можно проградуировать путем сравнения температуры приемника и величины R_2 при равновесии.

В случае применения схемы неравновесного моста сопротивления R_1, R_2 и R_3 не меняются. Если, например, выбрать плечи так, чтобы при максимальной температуре, которая может встретиться при измерениях, выполнялось условие $R_1 = R_2 = R_3 = R$, т. е. достигается равновесие, то при более низкой температуре t через гальванометр будет проходить ток силы I

$$I = \frac{V(R - R_1)}{4R_1(R_r + R_1)} = \frac{V(R_0e^{\alpha t} - R_1)}{4R_1(R_r + R_1)}, \quad (15)$$

где V —напряжение на концах мостовой диагонали, а R_r —сопротивление гальванометра.

Решая это уравнение относительно t , получим

$$t = \frac{1}{\alpha} \ln \frac{4R_1(R_r + R_1) + VR_1}{VR_0}. \quad (16)$$

Таким образом, зная сопротивления R_0, R_1, R_r , коэффициент α и напряжение V , можно определить температуру приемника, измеряя по гальванометру силу тока I .

Практически показания термометра отсчитывают по гальванометру, шкала которого проградуирована в градусах температуры путем сравнения температуры приемника с соответствующим положением стрелки гальванометра.

Показания неуравновешенного и уравновешенного термометров сопротивления можно записать механическим путем, с помощью оптического регистратора или осциллографа.

Как было сказано, термометры сопротивления находят применение при измерениях температуры в полетах на самолетах и аэростатах. Так, например, при полете стратостата «СССР-1» для точных измерений температуры употреблялся платиновый термометр сопротивления В. Д. Третьякова. Приемник, состоящий из платиновой проволоки, навитой спиралью на слюдяные пластинки, помещался в шахте метеорографа, снабженного вентилятором. Гальванометр стрелочного типа и прочие ветви моста находились внутри кабины стратостата. Точность измерения при наличии вентиляции составляла $\pm 0,5^\circ$.

М. И. Гольцман сконструировал термограф такого типа, в котором прибор построен по принципу термометра сопротивления с равновесным мостом. Запись производится на расстоянии механическим путем на бумажной ленте.

В электрометеорографе, описанном в гл. IV, применяется термометр сопротивления, включенный в схему неравновесного моста. Показания термометра, как и других приборов, записываются оптическим регистратором.

3. Полупроводниковые термометры сопротивления. Полупроводниковые термометры являются термометрами сопротивления, приемники которых изготавливаются из полупроводников, обладающих большой зависимостью сопротивления от температуры. Эти полупроводники (термисторы), кроме большой величины температурного коэффициента сопротивления, отличаются от металлических приемников тем, что знак коэффициента отрицателен, т. е. при понижении температуры их сопротивление возрастает.

Температурная зависимость сопротивления термисторов выражается формулой

$$R = Ae^{\frac{a}{T}}, \quad (17)$$

где T — абсолютная температура, A и a — постоянные, характеризующие данный термистор.

Температурный коэффициент α в этом случае не является постоянной величиной, а изменяется с изменением температуры.

Это можно видеть, если получить величину коэффициента путем дифференцирования

$$\alpha = \frac{1}{R} \frac{dR}{dt} = - \frac{a}{T^2} < 0. \quad (18)$$

Обычно применяют полупроводниковые приемники температуры с коэффициентом $\alpha = 0,01—0,1$ град.⁻¹

Электрические схемы полупроводниковых термометров подобны схемам металлических термометров сопротивления.

Термисторы изготавливаются из двуокиси урана, окисей меди, цинка, кобальта и ряда других металлов и их смесей. Обычно термисторам придают вид стерженьков, трубочек, пластинок и бусинок путем прессовки порошкообразных полупроводниковых материалов. После прессовки образцы подвергаются термической обработке — обжигу при высокой температуре. На концах термистора наносятся электроды, к которым припаиваются проводники.

Большой температурный коэффициент сопротивления дает преимущество в измерении температуры полупроводниковым термометром по сравнению с металлическими термометрами сопротивления, так как термисторы могут обеспечить большую чувствительность.

Незначительная инерционность термисторных приемников и возможность применения их для дистанционных измерений как по проводам, так и по радио говорят о целесообразности использования этого метода в аэрологических измерениях. К недостаткам термисторов следует отнести их меньшую по сравнению с металлическими приемниками стабильность во времени, что приводит к неустойчивости тарировочных данных полупроводниковых термометров.

4. Термоконденсаторы. В настоящее время техника изготовления керамических диэлектриков для высокочастотных конденсаторов достигла больших успехов. Наряду с температуроустойчивыми диэлектриками изготавливаются и температурочувствительные диэлектрики.

Применение конденсаторов с температурочувствительными диэлектриками дает возможность измерения температуры по принципу изменения емкости конденсатора. С этой целью изготавливаются конденсаторы с температурным коэффициентом, постоянным для всей области изменения температуры, встречающейся в аэрологической практике. Под температурным коэффициентом термоконденсатора понимают относительное изменение емкости конденсатора $\frac{\Delta C}{C}$, приходящееся на один градус изменения температуры,

$$\alpha = \frac{1}{C} \frac{\Delta C}{dt}. \quad (19)$$

Если такой конденсатор включить в контур устойчивого по отношению к температуре радиопередатчика, то рабочая частота последнего будет зависеть только от температуры термоконденсатора. Так, например, в одном из радиозондов был применен конденсатор с температурным коэффициентом

$$\alpha = -720 \cdot 10^{-6} \text{ град.}^{-1}$$

При изменении температуры на 100° указанная величина коэффициента α обеспечивала изменение емкости на 7,2 мкмкф. Для длины волны передатчика 37,5 м изменение температуры на 1° соответствовало изменению частоты на 2,7 кГц.

Область измерения с помощью термоконденсатора простирается даже за пределы температуры, наблюдаемой в свободной атмосфере, что указывает на его пригодность в применении к аэрологическим исследованиям.

По сравнению с обычным биметаллическим приемником температуры керамический термоконденсатор имеет известные преимущества. Он обладает постоянством поверочных данных и устойчивостью против внешних влияний, например коррозии. Кроме того, малые габариты, незначительный вес и относительно большая поверхность термоконденсатора понижают термическую инерцию такого приемника, что весьма важно для измерения температуры при радиозондировании.

§ 5. Погрешности измерения температуры

Погрешности измерения температуры в основном носят характер систематических ошибок, которые вообще могут быть учтены введением соответствующих поправок. Однако разнообразие условий измерения, неодинаковых даже для одного и того же прибора, приводит к невозможности полностью учесть ошибки такого рода. Влияние некоторых источников погрешностей трудно учесть вследствие случайного характера их появления.

Мы остановимся в основном на погрешностях, вызванных следующими факторами:

- 1) тепловой инерцией термоприемников,
- 2) влиянием на термоприемники солнечной радиации,
- 3) влиянием на термоприемники адиабатического сжатия и трения воздуха.

Прежде чем перейти к этой группе погрешностей, остановимся на некоторых особенностях биметаллических термометров, связанных с их изготовлением, поверкой и условиями работы.

При резких изменениях температуры во вновь изготовленных биметаллических термометрах происходит процесс старения, который характеризуется уменьшением отклонения свободного конца пластинки в зависимости от изменения температуры и вызывает смещение точки нуля. Поэтому все вновь изготовленные

биметаллические приемники подвергаются искусственному старению, состоящему в том, что термометр несколько раз охлаждают и нагревают, не переходя, однако, нижнего предела температур, для измерения которых данный термометр предназначен. Но даже после искусственного старения такой приемник не следует подвергать влиянию резких изменений (скачков) температуры, так как они могут изменить его чувствительность. В практике подъемов метеорографов и радиозондов такие особо резкие и вредные для прибора скачки никогда не встречаются. Они могут возникнуть при проверке термоприемника в спирте, охлажденном углекислотой. Поэтому при проверке метеорографов или радиозондов следует обращать особое внимание на то, чтобы на биметалл не попадали куски твердой углекислоты и чтобы температура охлаждающей смеси изменялась постепенно.

Для биметаллических термометров очень вредно также охлаждение ниже допустимой для данного термометра температуры, так как такое охлаждение разрушает биметалл. Вредно отражается на термометрах этого типа образование ржавчины, искажающей его показания даже после ее удаления. Наконец, вследствие остаточных упругих деформаций в биметаллическом термометре его тарировочная кривая со временем изменяется, поэтому для уменьшения ошибок биметаллические термометры следует время от времени подвергать контрольной проверке.

В измерениях температуры с помощью термометров сопротивления возникает ошибка за счет нагревания приемника, вызванного прохождением через него тока. В этом случае показания термометра дают несколько завышенные значения температуры. Однако подбором материала приемника и расчетом электрической схемы эту ошибку можно уменьшить до величины, лежащей в пределах точности измерения температуры этим методом.

1. Погрешности за счет инерции термоприемников. Термометры, применяющиеся в аэрологии, как и всякие другие термометры, не сразу воспринимают изменения температуры окружающей среды, и их показания отстают от истинной температуры в зависимости от условий теплообмена между термометром и средой. Скорость, с которой термоприемник воспринимает изменения температуры среды, зависит от ряда факторов.

Пусть Θ — температура среды (воздуха), окружающей термоприемник, а T — его температура. Тогда в результате теплообмена количество тепла dQ , отдаваемого термометром среде за время $d\tau$, выразится формулой

$$dQ = -hS(T - \Theta) d\tau, \quad (20)$$

где h — коэффициент конвективной теплоотдачи приемника, S — его поверхность.

С другой стороны, теряемое приемником количество тепла можно определить согласно основному уравнению калориметрии

$$dQ = mcdT, \quad (21)$$

где m — масса, c — удельная теплоемкость материала, из которого изготовлен приемник, dT — изменение температуры приемника.

Исключая из уравнений (20) и (21) величину dQ , получим

$$-hS(T - \Theta) d\tau = mcdT,$$

или

$$T - \Theta = -\frac{mc}{hS} \frac{dT}{d\tau}.$$

Обозначив $\frac{mc}{hS}$ через λ , получим

$$T - \Theta = -\lambda \frac{dT}{d\tau}, \quad (22)$$

где λ — коэффициент термической инерции.

При $\Theta = \text{const}$ уравнение (22) можно проинтегрировать в пределах изменения показаний термоприемника от T_1 до T_2 в течение промежутка времени от τ_1 до τ_2 . Тогда получим

$$\int_{T_1}^{T_2} \frac{dT}{T - \Theta} = -\frac{1}{\lambda} \int_{\tau_1}^{\tau_2} d\tau,$$

откуда

$$\ln(T_2 - \Theta) - \ln(T_1 - \Theta) = -\frac{1}{\lambda} (\tau_2 - \tau_1),$$

или

$$T_2 - \Theta = (T_1 - \Theta) e^{-\frac{\tau_2 - \tau_1}{\lambda}}. \quad (23)$$

Из формулы (23) видно, что температура термометра приближается к температуре среды по мере возрастания, промежутка времени и зависит от коэффициента инерции: чем меньше λ , тем быстрее выравниваются температуры.

Полагая, что

$$\tau_2 - \tau_1 = \lambda,$$

получим

$$T_2 - \Theta = \frac{T_1 - \Theta}{e}.$$

Таким образом, коэффициент инерции имеет размерность времени и численно равен промежутку времени, в течение которого

при постоянной температуре окружающей среды начальная разность показаний термометра T_1 и температуры среды Θ уменьшаются в e раз, т. е. до $\frac{1}{2,718}$.

Уравнение (22) просто интегрируется и в случае линейного изменения температуры среды во времени, т. е. когда

$$\Theta = \Theta_0 + \frac{d\Theta}{d\tau} \tau,$$

где Θ_0 — температура среды в начальный момент времени, а

$$\frac{d\Theta}{d\tau} = \gamma = \text{const.}$$

Тогда уравнение (22) принимает вид

$$\frac{dT}{T - \Theta_0 - \gamma\tau} = -\frac{d\tau}{\lambda}. \quad (24)$$

Для интегрирования уравнения (24) переходим к новой переменной x .

Полагая $T - \Theta = x$, имеем

$$dT = dx + \gamma d\tau. \quad (25)$$

Подставив (25) в (24), получим

$$\frac{dx + \gamma d\tau}{x} = -\frac{\gamma d\tau}{\lambda},$$

откуда

$$\lambda dx = -(x + \gamma\lambda) d\tau,$$

или

$$\frac{dx}{x + \gamma\lambda} = -\frac{d\tau}{\lambda}. \quad (26)$$

Интегрируя уравнение (26) в пределах от x_0 до x и от τ_0 до τ , найдем

$$\frac{x + \gamma\lambda}{x_0 + \gamma\lambda} = e^{-\frac{\tau - \tau_0}{\lambda}}$$

или

$$\frac{T - \Theta + \gamma\lambda}{T_0 - \Theta_0 + \gamma\lambda} = e^{-\frac{\tau - \tau_0}{\lambda}},$$

откуда

$$T - \Theta = (T_0 - \Theta_0 + \gamma\lambda) e^{-\frac{\tau - \tau_0}{\lambda}} - \gamma\lambda. \quad (27)$$

Если $\tau - \tau_0$ — промежуток времени, в течение которого термометр находится в среде, по сравнению с λ достаточно велик, то

первый член правой части уравнения (27) становится мал и им можно пренебречь. Тогда уравнение (27) приобретает вид

$$\Theta - T = \lambda \frac{d\Theta}{d\tau}. \quad (28)$$

Эта формула показывает, что разность между температурой среды и показаниями термометра зависит от коэффициента инерции и скорости изменения температуры среды. Нетрудно видеть, что если $\frac{d\Theta}{d\tau} < 0$, т. е. температура понижается, то поправка к показаниям на инерцию отрицательна, если $\frac{d\Theta}{d\tau} > 0$, т. е. температура повышается, то поправка положительна.

Считая, что $\frac{d\Theta}{d\tau} \approx \frac{dT}{d\tau}$, где $\frac{dT}{d\tau}$ — изменение показаний приемника со временем, получим формулу, которой практически пользуются для введения поправки на отставание показаний термоприемника,

$$\Theta - T = \lambda \frac{dT}{d\tau}. \quad (29)$$

Как мы видели, λ зависит от ряда факторов, характеризующих физические свойства приемника: его массы m , удельной теплоемкости материала c и величины его поверхности S , а также и от коэффициента теплоотдачи h . Последний зависит от вентиляции приемника, т. е. от скорости его обтекания, и плотности воздуха, а также от теплопроводности приемника, формы и свойств его поверхности.

Из выражения $\lambda = \frac{mc}{Sh}$ следует, что уменьшить инерцию термоприемника можно тремя способами:

- 1) выбирая материал с малой удельной теплоемкостью;
- 2) уменьшая массу и увеличивая его поверхность;
- 3) усиливая вентиляцию, т. е. увеличивая теплообмен между приемником и воздухом.

Так как при выборе материала для биметаллического термоприемника прежде всего приходится считаться с коэффициентом расширения металлов, то для уменьшения коэффициента инерции первым способом обычно не пользуются, а придают биметаллической пластинке такую форму, чтобы $\frac{m}{S}$ было возможно меньше, для чего уменьшают ее толщину. Однако в этом отношении существует известный предел, так как сила, с которой конец пластинки действует на передаточные рычаги, пропорциональна третьей степени ее толщины и при малой толщине мощность пластинки может оказаться недостаточной для перемещения пера или стрелки. Кроме того, термометр должен быть сравнительно жестким и не изгибаться при действии на него вентилирующего по-

тока. Наконец, величину λ можно уменьшить достаточной вентиляцией приемника.

Теоретические исследования показывают, что величина коэффициента теплоотдачи h , от которого зависит λ , для биметаллической пластинки может быть выражена в следующем виде:

$$h = 0,633 \frac{\alpha}{l} \sqrt{Re}, \quad (30)$$

где α — коэффициент теплопроводности воздуха в пограничном слое, l — длина пластинки и Re — число Рейнольдса, равное

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu}.$$

Здесь ρ — плотность воздуха, v — скорость обтекания пластинки, μ — коэффициент вязкости воздуха.

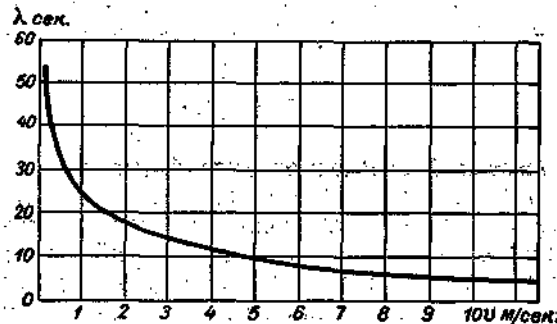


Рис. 44. Изменение коэффициента инерции в зависимости от величины вентиляции.

Отсюда видно, что h , а следовательно, и λ зависят от скорости потока и плотности воздуха.

Экспериментальные исследования зависимости коэффициента λ от скорости обтекания потоком воздуха v показали, что эта зависимость может быть представлена формулой

$$\lambda = \lambda_0 \left(\frac{v_0}{v} \right)^n, \quad (31)$$

где λ_0 — коэффициент инерции при скорости потока v_0 , а n меняется от 0,4 до 0,6.

Можно считать, что в среднем λ изменяется обратно пропорционально квадратному корню из скорости обтекания ($n=0,5$). На рис. 44 показан ход изменения коэффициента λ в зависимости от скорости. По оси абсцисс отложены значения скорости в м/сек, по оси ординат — значения коэффициента инерции в секундах. На этом рисунке видно, что увеличение скорости выше некоторого предела практически не имеет смысла, так как дальнейшее

увеличение скорости не приводит к уменьшению коэффициента инерции.

Характер зависимости коэффициента λ от плотности воздуха по экспериментальным данным можно описать формулой аналогичного вида

$$\lambda = \lambda_0 \left(\frac{\rho_0}{\rho} \right)^n, \quad (32)$$

где λ_0 — коэффициент инерции при плотности ρ_0 .

Ход изменения λ в зависимости от плотности, полученный С. М. Шметером, дал возможность установить, что в среднем $n=0,56$. Более детальные исследования разных авторов показывают, что значение n колеблется от 0,4 до 0,7.

Таким образом, учет влияния скорости обтекания и плотности воздуха на величину коэффициента инерции можно произвести, зная значение той и другой величины.

Величину вентиляции для самолетных метеорографов можно установить при помощи прибора, измеряющего динамическое давление, для радиозондов — зная вертикальную скорость их подъема и плотность воздуха по данным зондирования. Имея кривые зависимости коэффициента инерции от скорости и плотности, в показания термометра можно ввести поправки на инерцию.

Заметим, что увеличение вентиляции посредством увеличения скорости подъема не всегда улучшает измерение температуры. Из формулы (29) следует, что при увеличении вертикальной скорости радиозонда возрастает величина $\frac{dT}{dt}$ (т. е. изменение показаний термометра со временем) и вместе с тем увеличивается разность $\Theta - T$.

В табл. 7 приводятся данные по определению λ для термодатчиков некоторых радиозондов по работам различных авторов.

Таблица 7

Значения коэффициентов инерции (λ) для различных термодатчиков в зависимости от скорости обтекания при нормальном давлении

Термодатчики	Скорость обтекания, м/сек			
	3	4	5	6
Радиозонд РЗ-043 СССР	0,45	—	0,32	0,25
То же РЗ-049	—	—	0,24	—
„Волна“	—	0,37	0,28	0,23
„А-22-III“	—	—	0,13	—
Автоматический метеорограф ЦАО	0,30	—	—	—
Английский радиозонд МК-II-B	—	—	—	0,12
Радиозонд США	—	—	0,06	—

В этой таблице приведены значения λ для биметаллических приемников всех радиозондов, кроме прибора США, в котором применяется термистор.

Как было показано, значения коэффициента инерции в зависимости от изменения плотности воздуха должны возрастать с высотой.

Таблица 8 дает представление об изменении коэффициента инерции биметаллического приемника температуры радиозонда РЗ-049 при вертикальной скорости подъема 5 м/сек (по С. М. Шметеру).

Таблица 8

Коэффициент инерции λ приемника температуры радиозонда РЗ-049 на разных высотах						
Высота, км	0	5	10	15	20	25
λ мин	0,24	0,35	0,49	0,70	1,00	1,44

В этой таблице приведены данные применительно к условиям стандартной атмосферы, при этом для высот до 8 км вычисления проводили, принимая в формуле (32) $n = 0,73$, а выше 8 км — $n = 0,46$. При увеличении вертикальной скорости значения коэффициента инерции будут соответственно меньше.

Если формулу (29) представить в виде

$$\Theta - T = \lambda \frac{dT}{dz} \frac{dz}{d\tau}, \quad (33)$$

где $\frac{dT}{dz}$ — вертикальный градиент температуры, $\frac{dz}{d\tau}$ — вертикальная скорость радиозонда, то по полученным выше значениям λ и значениям вертикального градиента температуры применительно к стандартной атмосфере можно получить средние поправки температуры $(\Theta - T)$ на влияние инерции для различных высот в зависимости от вертикальной скорости радиозонда. Эти поправки для вертикальной скорости радиозонда 5 м/сек даны в табл. 9. При обработке данных подъема радиозонда их следует брать со знаком минус.

Таблица 9

Средние поправки на инерцию термоприемника радиозонда РЗ-049 для различных высот						
Высота, км	1	3	5	7	9	11
$\Delta T = \Theta - T$ град	-0,5	-0,6	-0,7	-0,8	-0,9	-1,0

Из таблицы следует, что поправки растут с высотой (до 11 км), при этом в среднем поправка не превышает 1°. Так как выше 11 км атмосфера принимается изотермической, то поправка должна равняться нулю. В случаях значительных отклонений от среднего распределения температуры эти поправки могут ока-

заться больше указанных величин, а в инверсиях они меняют знак. В то же время благодаря наличию инерции вертикальные градиенты температуры, полученные по данным радиозондов, оказываются заниженными по абсолютной величине. Поэтому слабые инверсии фиксируются как изотермии, а изотермические слои — как слои с малыми положительными градиентами температуры. При этом высота границ особых слоев завышается, а особые слои малой вертикальной мощности вообще не фиксируются.

На рис. 45 можно видеть, какое влияние оказывает инерция на показания термометра в случае инверсии, если $\lambda = 15, 30$ и 60 сек. при вертикальной скорости радиозонда 5 м/сек. Действительное распределение температуры соответствует $\lambda = 0$.

Приведенные рассуждения относились к анализу инерционной погрешности термометра, когда учитывался конвективный теплообмен термодатчика со средой (кинетическая инерция). Однако наряду с этим можно рассматривать инерцию, связанную с радиационным теплообменом между термометром и средой. При решении этого вопроса Л. Г. Качурин, характеризуя радиационный теплообмен величиной радиационного баланса поверхности приемника, исходит из формулы

$$mc \frac{dT}{d\tau} = -hS(T - \Theta) + RS', \quad (34)$$

где R — радиационный баланс поверхности приемника, отнесенный к единице поверхности и единице времени, а S' — площадь поверхности термометра, для которой радиационный баланс существенно отличен от нуля.

Вводя коэффициент кинетической инерции $\lambda = \frac{mc}{hS}$ и интегрируя уравнение (34) в предположении линейного изменения Θ и R , т. е. считая, что

$$\begin{aligned} \Theta &= \Theta_0 + \gamma\tau, \\ R &= R_0 + \beta\tau, \end{aligned} \quad (35)$$

он получил формулу, где учитывается как кинетическая, так и радиационная инерция,

$$T - \Theta = \frac{S'\lambda}{mc} R - \frac{S'\lambda^2}{mc} \beta - \gamma\lambda. \quad (36)$$

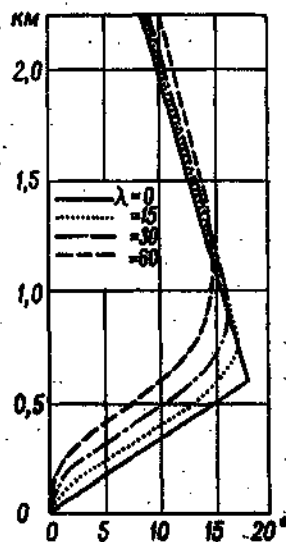


Рис. 45. Кривые показаний приемника температуры радиозонда при различных коэффициентах инерции.

Первое слагаемое в правой части — радиационный перегрев. Множитель $\frac{S\lambda^2}{mc}$ характеризует скорость восприятия приемником радиационного баланса, и поэтому величина второго слагаемого зависит от радиационной инерции аналогично тому, как величина третьего слагаемого зависит от кинетической инерции.

Оказалось, что для аэрологических приборов ошибка за счет радиационной инерции, как правило, невелика. Она быстро возрастает при увеличении λ , а также увеличивается при возрастании градиента радиационного баланса β . В случае когда радиозонд, поднимаясь вверх, выходит из облака, радиационный баланс поверхности приемника резко увеличивается и разность между температурой приемника и воздуха постепенно приближается к постоянному значению. При этом вертикальный градиент температуры над облаком по показаниям приемника будет искажен не только за счет кинетической инерции, но в значительной мере будет обусловлен радиационной инерцией.

2. Погрешности за счет влияния радиации. Влияние радиации на термоприемники аэрологических приборов является одним из важных факторов, искажающих данные температурного зондирования, особенно на больших высотах. Наличие радиационных ошибок приводит к искажению не только данных о температуре атмосферы на той или иной высоте, но и данных о вертикальных градиентах температуры. Для уменьшения влияния радиации приемники температуры обычно помещают в специальную защиту, но и в этом случае возникает радиационный перегрев вследствие теплопередачи от нагреваемой защиты.

Во время подъема прибора на приемник и защиту падают потоки коротковолновой (солнечной) и длинноволновой радиации. К первым относится прямая и рассеянная солнечная радиация и радиация, отраженная от подстилающей поверхности (земли и облаков), ко вторым — излучение земли и атмосферы.

Радиационный перегрев приемника зависит от ряда факторов: высоты солнца, скорости потока обтекания, плотности воздуха, облачности, отражающей способности земли и облаков и от конструктивных особенностей прибора.

Определение погрешностей за счет влияния радиации имеет особое значение в радиозондировании, так как на больших высотах ошибки в показаниях термометра достигают значительных величин.

Для определения радиационной ошибки пользуются следующими методами:

- 1) сопоставлением данных дневных и ночных подъемов, пренебрегая суточным ходом температуры или учитывая его влияние,
- 2) созданием лабораторным путем условий радиационного воздействия, подобных тем, в которых происходит подъем радиозонда или другого прибора,

3) сравнением данных испытываемого радиозонда с показаниями радиозонда, обладающего малыми радиационными ошибками.

Рассмотрим теорию метода определения радиационной ошибки, предложенную для введения поправок в показания радиозонда РЗ-049 В. Д. Решетовым. Она относится к первому из указанных выше методов.

Предположим, что при установившемся равновесии во время полета радиозонда количество тепла Q , поступающего на приемник температуры от солнца в виде прямой, рассеянной и отраженной радиации и нагревающего его на ΔT° , равно количеству тепла, уносимого набегающим потоком воздуха. Таким образом, считаем, что теплоотдачей за счет излучения можно пренебречь, а потеря тепла происходит за счет конвективного теплообмена. Тогда можно написать

$$Q = h(T - \theta)$$

или

$$\Delta T = T - \theta = \frac{Q}{h}, \quad (37)$$

где h — коэффициент теплоотдачи конвекцией.

Величину ΔT выражает также и первое слагаемое уравнения (36) при условии замены λ через $\frac{mc}{hS}$, если R считать равным Q .

Для случая потока воздуха в шахте радиозонда эксперимент и теория теплопередачи дают для коэффициента h следующую зависимость от скорости обтекания W и плотности воздуха ρ :

$$h = B(\rho W)^{0.8}, \quad (38)$$

где B — некоторый коэффициент, зависящий от конструктивных особенностей прибора.

Так как изменение плотности с высотой происходит по барометрической формуле

$$\rho = \rho_0 e^{-\frac{gz}{RT_m}},$$

то

$$h = B \left(\rho_0 e^{-\frac{gz}{RT_m}} W \right)^{0.8}.$$

Отсюда

$$\Delta T = \frac{Q}{B} \rho_0^{-0.8} W^{-0.8} e^{0.8 \frac{gz}{RT_m}}. \quad (39)$$

Вводя в это равенство W_0 — начальную скорость обтекания, получим

$$\Delta T = \frac{Q}{B} \rho_0^{-0,8} W_0^{-0,8} \left(\frac{W_0}{W} \right)^{0,8} e^{0,8 \frac{gz}{RT_m}},$$

или

$$\Delta T = D_s \left(\frac{W_0}{W} \right)^{0,8} e^{0,8 \frac{gz}{RT_m}}, \quad (40)$$

где

$$D_s = \frac{Q}{B} \rho_0^{-0,8} W_0^{-0,8}$$

зависит от высоты солнца δ , так как от нее зависит приток тепла Q .

Принимая, что количество тепла, падающего на вертикальную наружную часть шахты и передаваемого термоприемнику, пропорционально $\cos \delta$, а количество тепла, поступающего внутрь шахты через ее верхнее горизонтальное сечение, пропорционально $\sin \delta$, можно написать, что общее количество тепла, поступающее к термоприемнику, равно

$$D_s = b \cos \delta + a \sin \delta, \quad (41)$$

где a и b — некоторые коэффициенты, определяемые опытным путем.

Эта функция является синусоидой и ее максимум при высоте солнца δ_m можно получить, дифференцируя правую часть и приравнявая ее нулю. Тогда

$$\operatorname{tg} \delta_m = \frac{a}{b}.$$

Коэффициент D_s можно представить также в виде

$$D_s = D_0 \sin(\delta + \beta), \quad (42)$$

где $\beta = 90^\circ - \delta_m$.

В самом деле, при $\delta = \delta_m$ $D_s = D_0$, т. е. приобретает максимальное значение, а во всех других случаях D_s меньше D_0 . Коэффициент D_0 определяется опытным путем. Таким образом, величину радиационного перегрева можно получить, пользуясь формулой

$$\Delta T = D_0 \left(\frac{W_0}{W} \right)^{0,8} e^{0,8 \frac{gz}{RT_m}} \sin(\delta + \beta). \quad (43)$$

Из этой формулы видно, что величина радиационного перегрева зависит от высоты солнца, возрастает с высотой полета

(уменьшением плотности воздуха) и уменьшается при увеличении скорости обтекания (вертикальной скорости радиозонда).

Коэффициенты D_0 и β определяются на основе разности показаний температуры на нескольких уровнях в атмосфере при зондировании в различные часы дня, с одной стороны, и в ночное время, с другой. При этом учитывается суточный ход температуры, который в нижней стратосфере не превышает 1° . Выбирая для сравнения показаний различные условия, можно получить значения коэффициентов, характеризующие средний суммарный эффект воздействия различных факторов (облачности, альбедо земли, конструкции прибора). Вычисленные значения D_0 и β для радиозонда РЗ-049 оказались равными $D_0 = 0,78^\circ$ и $\beta = 20^\circ$.

В дальнейшем, пользуясь тем же методом определения средней разности температуры по дневным и ночным подъемам радиозондов, провели уточнение поправок на основе более обширного материала. При этом были рассчитаны поправки также для радиозондов А-22-III и РКЗ-1.

Результаты проведенных исследований показали необходимость некоторого изменения показателя степени в выражении (38), а также вида функции зависимости величины перегрева от высоты солнца в уравнении (43).

Полученные эмпирические уравнения отражают тот же общий закон, по которому величина перегрева пропорциональна радиационному притоку тепла к термодатчику и обратно пропорциональна его вентиляции W_p . Так, например, уравнение для расчета радиационного перегрева приемника температуры радиозонда А-22-III имеет вид

$$\Delta T = 0,66 \left(\frac{W_p}{10} \right)^{-0,68} (0,0367\delta^3 - 0,5\delta^2 + 2,52\delta + 1), \quad (43')$$

где ρ — относительная плотность воздуха $\left(\frac{\rho_z}{\rho_0} \right)$, а δ — высота солнца в десятках градусов.

При вычислении таблиц поправок по этому уравнению средние вертикальные скорости и соответствующие им величины вентиляции определяют на основе большого числа радиозондовых подъемов для высот и давлений по стандартной атмосфере. Если фактическая вертикальная скорость подъема отличается от среднего значения, то табличная радиационная поправка исправляется путем умножения на поправочный множитель.

Расчет радиационных поправок к показаниям термодатчиков радиозондов РЗ-049 и РКЗ-1 производится на основе эмпирических уравнений, аналогичных приведенному выше.

Введение радиационных поправок производится с помощью таблиц следующим образом. Сначала по времени подъема радиозонда находят высоту солнца, затем по высоте солнца определяют табличные радиационные поправки для стандартных давлений

(высот). Величины этих поправок, начиная со стандартного давления 200 мб, исправляют за счет отклонения фактической вертикальной скорости от табличной. Далее, пользуясь графиком изменения поправок по давлению или времени, находят величину поправок для особых точек и стандартных уровней.

При выводе формулы (43) предполагалось, что потеря тепла приемником происходит за счет конвективного теплообмена и роль длинноволнового теплового излучения радиозонда не учитывалась. Между тем на больших высотах, в стратосфере, вследствие малой плотности воздуха роль конвективной теплоотдачи уменьшается. Соответственно возрастает роль теплоотдачи путем длинноволнового излучения. Однако расчет показывает, что вплоть до 35 км эффект излучения в теплоотдаче не превышает 10—20% и только в более высоких слоях влияние излучения сильно возрастает, что препятствует непрерывному росту перегрева радиозонда.

Для того чтобы уменьшить влияние радиации на показания термометров, увеличивают отражательную способность как приемников, так и защиты, тщательно их никелируя; кроме того, иногда защиту делают двойной. С той же целью чувствительные элементы покрывают белой, сильно отражающей радиацию краской, как это сделано, например, в радиозондах СССР (РКЗ-1) и США, в которых термисторные приемники отражают до 90% падающей солнечной радиации, поэтому их можно устанавливать в приборе без защиты.

Поскольку чувствительные элементы самолетных метеорографов в полете подвергаются усиленной вентиляции, влияние радиации на их показания можно считать незначительным, если при зондировании на приемник непосредственно не падают солнечные лучи.

При измерениях температуры на свободных и привязных аэростатах во избежание ошибки за счет радиации прибегают к искусственной вентиляции термоприемника с помощью электровентиляторов.

3. Погрешности за счет больших скоростей обтекания. При обтекании термоприемника воздухом в случае, если скорости вентилярующего потока достигают значительных величин, возникает завышение показаний термометра, вызываемое двумя факторами: адиабатическим нагреванием от сжатия воздуха в точке встречи потока с приемником и нагреванием вследствие трения его о воздух. Такого рода тепловой эффект проявляется, в частности, в показаниях термоприемников, применяющихся при самолетном зондировании.

Допустим, что имеет место только адиабатическое нагревание за счет сжатия воздуха в критической точке, т. е. в точке нулевой скорости. В этой точке поток воздуха полностью затормаживается и вся кинетическая энергия движения переходит в тепло.

Тогда возникающий перегрев можно определить с помощью уравнения Бернулли

$$\frac{v^2}{2} + \frac{c_p T}{A} = \frac{c_p T_k}{A}, \quad (44)$$

где v и T — скорость и температура воздуха в невозмущенной части потока, T_k — температура в критической точке (температура торможения) и A — тепловой эквивалент работы.

Из уравнения (44) следует, что

$$T_k - T = \frac{Av^2}{2c_p}, \quad (45)$$

т. е. величина перегрева ΔT выразится с помощью формулы

$$\Delta T = \frac{Av^2}{2c_p}. \quad (46)$$

Величина $\frac{Av^2}{2c_p}$ называется также динамическим добавком к температуре.

Подставляя в правую часть формулы (46) численные значения $A = 2,389 \cdot 10^{-8}$ кал/эрг и $c_p = 0,241$ кал/г·град., получим

$$\Delta T = \frac{v^2}{2000}, \quad (47)$$

если v выражено в м/сек, или

$$\Delta T = 3,8 \cdot 10^{-6} v^2, \quad (48)$$

если v выражено в км/час.

Из формулы (46) видно, что величина перегрева не зависит от плотности воздуха, т. е. при данной скорости полета будет одной и той же на любой высоте.

Как показали исследования, в случае влияния только трения перегрев приемника будет равен $0,87\Delta T$, т. е. 87% величины перегрева, вызванного адиабатическим нагреванием. Практически ошибка в показаниях термометра при больших скоростях обтекания будет связана с влиянием того и иного эффекта.

В современных самолетных метеорографах биметаллический приемник устанавливается ребром к потоку, так что перегрев приемника происходит в основном за счет трения в его пограничном слое.

Вообще величину перегрева можно выразить с помощью формулы, аналогичной приведенной выше,

$$\Delta T = r \frac{Av^2}{2c_p}, \quad (49)$$

где r — коэффициент восстановления.

Коэффициент восстановления показывает, какую часть тепловой энергии, образующейся вследствие адиабатического сжатия и трения в набегающем потоке воздуха, воспринимает термометр. Остальная энергия рассеивается путем теплообмена термометра с незаторможенной частью воздушного потока. Другими словами, коэффициент восстановления характеризует долю перехода кинетической энергии воздушного потока во внутреннюю на поверхности термометра.

Значение коэффициента восстановления может быть определено экспериментальным путем, например при полете самолета на одном уровне с различными скоростями. Величина коэффициента r для разных термоприемников зависит от конструктивных особенностей прибора.

Переходя к скорости самолета u , выраженной в км/час, формулу (49) можно переписать в виде

$$\Delta T = k_t u^2,$$

где k_t — постоянный коэффициент для данного прибора.

Так, для самолетного метеорографа СМ-43 величина k_t равна $3,14 \cdot 10^{-5}$, т. е. формула перегрева термометра этого прибора получает вид

$$\Delta T = 3,14 \cdot 10^{-5} u^2. \quad (50)$$

Из формулы (47) следует, что при скоростях обтекания 5—6 м/сек, соответствующих вертикальным скоростям подъема радиозонда, величина перегрева не достигает даже $0,1^\circ$.

Эффект адиабатического нагревания и трения имеет значение только при зондированиях на самолетах. При этом величина перегрева быстро возрастает с увеличением скорости обтекания. Если при скорости самолета 200 км/час перегрев составляет только $1,4^\circ$, то при скорости 500 км/час перегрев достигает уже почти 8° . Отсюда возникает необходимость введения поправок за счет больших скоростей обтекания. Соответствующие исправления вносятся как в показания термометра, установленного на самолете, так и в данные температуры, полученные при обработке метеорограмм.

4. Погрешности за счет смачивания термоприемников. При подъеме метеорографов и радиозондов может произойти смачивание термоприемников как при выпадении жидких осадков, так и при прохождении приборами капельножидких облаков. Следствием смачивания могут явиться два эффекта:

- 1) понижение температуры приемника при испарении влаги с его поверхности и в пограничном слое.
- 2) повышение его температуры при замерзании переохлажденных облачных капель.

Понижение температуры вследствие испарения должно соответствовать психрометрической разности.

Таблица 10 показывает величину возможных понижений температуры приемника ΔT по выходе прибора из области осадков или облаков при средних значениях температуры и относительной влажности над Павловском для летнего периода.

Таблица 10

Возможные погрешности показаний термометров за счет охлаждения при испарении влаги

Высота, км	0,5	1	2	3	4
ΔT	2,3	2,0	1,8	1,7	1,4

В связи с инерцией термометра испарение с его поверхности снизит температуру не сразу, а так как влага быстро испаряется, то понижение температуры вообще будет менее значительным, чем дает таблица.

Указанные понижения температуры могут привести к получению ложных инверсий, изотермий или к искажению вертикальных градиентов температуры.

На рис. 46 сплошная линия характеризует ход температуры воздуха, прерывистой линией представлено изменение показаний термометра по выходе из облака. В результате испарения показания термометра над облаком занижены. После окончания испарения температура приемника приближается к температуре воздуха и, таким образом, прибор регистрирует ложную инверсию.

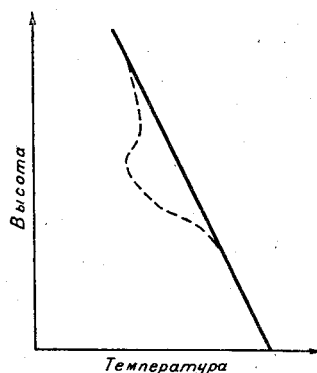


Рис. 46. Кривая показаний приемника температуры по выходе из облака.

Введение поправок в этом случае представляется весьма затруднительным, если нет данных хода температуры, полученных при спуске прибора, когда приемник до входа в облако не смачивается.

При самолетном зондировании во время полета в облаках в шахту метеорографа попадают облачные капли, которые, оказываясь на поверхности термоприемника или в его пограничном слое, могут полностью или частично испариться. Потеря тепла даже на частичное испарение облачных капель должна привести к уменьшению перегрева, вызванного торможением потока и трением в пограничном слое.

Считая, что в пограничном слое термометра при достаточном испарении в нем облачных капель процессы протекают влажно-адиабатически, Н. З. Пинус пришел к выводу, что учет охлаждения приемника из-за испарения облачных капель можно произвести путем введения поправочного множителя в формулу перегрева. Тогда эта формула примет вид:

$$\Delta T = k_0 k \mu^2. \quad (51)$$

Величина k_0 зависит от температуры и давления и колеблется в пределах от 0,6 до 0,8. Отсюда следует, что в некоторых случаях за счет охлаждения при испарении капель поправка на влияние большой скорости обтекания приемника должна быть уменьшена почти в два раза.

Погрешности возникают также и в случае обледенения термодатчика. Если при полете покрытый влагой датчик проходит слои понижающейся температуры, то пленка воды может заморозиться. В течение процесса замерзания показания датчика дадут ложную изотермию с температурой около 0° , а в случае переохлажденного состояния воды — даже инверсию с изотермией благодаря выделению тепла при замерзании переохлажденных капель.

Возникающие за счет смачивания ошибки заставляют искать способы устранения самого явления смачивания. Одним из таких способов является покрытие датчиков жировыми или другими веществами, не смачиваемыми водой. Для борьбы с обледенением датчика самолетного метеорографа и шахты, в которую он помещен, перед шахтой устанавливают специальный насадок. Этот насадок, имеющий каплеобразную форму, обеспечивает улавливание переохлажденных капель воды, содержащихся в потоке, направленном в шахту прибора. Таким образом, если метеорограф снабжен обледенительным насадком и температура, показываемая датчиком, ниже 0° , то поправку на перегрев следует вычислять по формуле (49).

В последнее время датчики температуры самолетных метеорографов помещают в специальную защитную трубку. При полете облачные и дождевые капли, пролетая по инерции мимо вентиляционных отверстий трубки, не смачивают датчик, и ошибки, связанные со смачиванием в облаках, зонах осадков и обледенения, или не возникают, или значительно уменьшаются.

§ 6. Измерение влажности

Измерение влажности воздуха в свободной атмосфере сопряжено со значительными трудностями. Это связано прежде всего с наличием исключительно широкого диапазона изменений влажности при переходе от нижних к более высоким слоям атмосферы.

Так, для средних широт у поверхности земли за максимальное значение упругости водяного пара можно принять 30 мб, а в свободной атмосфере величина этого метеорологического элемента может быть ниже значений 0,0001 мб. Другая трудность, встречающаяся при измерениях влажности, обусловлена ничтожным значением упругости водяного пара при низких температурах. Поэтому, например, для определения относительной влажности с точностью до 1% при температуре воздуха -40° необходимо измерять упругость водяного пара (над поверхностью льда) до 0,001 мб. Кроме того, в условиях быстрого изменения влажности при подъеме аэрологических приборов инерция сильно искажает показания гигрометров, особенно при низких отрицательных температурах.

Из имеющихся многочисленных методов измерения влажности в аэрологии в основном находят применение адсорбционный метод и метод точки росы (льда). В первом методе используется свойство гигроскопических тел изменять свои размеры и электропроводность в зависимости от степени насыщения окружающего воздуха водяным паром. Сущность второго метода заключается в определении температуры поверхности воды (льда), при которой устанавливается равновесие между испарением с этой поверхности и конденсацией водяного пара на ней. Между значениями температуры точки росы (льда) и упругостью водяного пара существует однозначная зависимость, что позволяет по точке росы (льда) определить влажность воздуха.

К числу приемников влажности адсорбционного типа следует отнести обезжиренный волос и животную пленку (деформационные приемники), а также пленку гигроскопического вещества (электролитический приемник). Для измерений по методу точки росы используется поверхность охлаждаемого металлического зеркала, на которой наблюдается явление конденсации. В последнее время разработан метод определения влажности по степени поглощения воздухом инфракрасного излучения. Однако вопрос о его применимости в обычной аэрологической практике еще не разрешен.

1. Волосной приемник влажности. Действие волосного гигрометра влажности основано на свойстве волоса сокращаться при уменьшении относительной влажности и удлиняться при ее увеличении.

Известно, что человеческий волос имеет многочисленные поры, покрытые снаружи жировыми веществами. Если путем соответствующей обработки удалить слой жира, то в порах будет конденсироваться водяной пар. Теория, объясняющая деформацию такого волоса, была дана Б. И. Срезневским еще в 1895 г. Согласно этой теории, в порах волоса образуются мениски воды такой кривизны, что упругость пара над ними оказывается равной упругости пара в воздухе. Изменение влажности воздуха вызы-

вает изменение кривизны менисков, а следовательно, и величины капиллярного давления. Изменение капиллярного давления влечет за собой изменение длины волоса.

Пусть r — радиус кривизны мениска (в предположении, что поры подобны трубкам круглого сечения), σ — коэффициент поверхностного натяжения. Тогда упругость насыщения над мениском E_r можно выразить с помощью формулы Томсона

$$E_r = E e^{-\frac{1}{\rho R_n T} \frac{2\sigma}{r}}, \quad (52)$$

где E — упругость насыщения над плоской поверхностью при температуре T , R_n — газовая постоянная для водяного пара, ρ — плотность воды.

Силы поверхностного натяжения вызовут капиллярное давление, определяемое формулой Лапласа

$$p = \frac{2\sigma}{r}. \quad (53)$$

Изменение капиллярного давления обусловит деформацию волоса. Если M — модуль упругости волоса и D — диаметр поры, то по закону упругих деформаций, справедливому для малых деформаций,

$$\frac{dp}{M} = - \frac{dD}{D}. \quad (54)$$

Обозначая длину волоса через l и предполагая, что на единице длины волоса располагается n одинаковых пор, получим

$$dl = nl dD,$$

откуда

$$\frac{dp}{M} = - \frac{dl}{nlD}. \quad (55)$$

Принимая во внимание основное положение теории Срезневского, можно написать

$$e = E_r,$$

где e — упругость пара в воздухе. Тогда, очевидно,

$$\frac{E_r}{E} = \frac{e}{E} = f,$$

где f — относительная влажность.

Уравнение (52) можно переписать, учитывая (53), в виде

$$\ln f = \ln \frac{E_r}{E} = - \frac{p}{\rho R_n T}. \quad (56)$$

Дифференцируя уравнение (56), получим

$$d \ln f = \frac{dp}{pR_n T}.$$

Подставляя вместо dp его выражение из (55), можем написать

$$d \ln f = \frac{M}{pR_n T n D} \frac{dl}{l}. \quad (57)$$

Интегрируя по переменной f от 1 до f и по переменной l от l_1 до l , получим

$$\ln f = \frac{M}{pR_n T n D} \ln \frac{l}{l_1}.$$

Из опытов известно, что изменению f в пределах от 0 до 100% соответствует изменение длины в пределах около 2,5%. Следовательно, отношение $\frac{l}{l_1}$ меняется значительно меньше, чем f . С достаточной степенью точности можно считать, что

$$\ln \frac{l}{l_1} = \ln \left(1 - \frac{l_1 - l}{l_1} \right) \approx - \frac{\Delta l}{l_1} \approx - \frac{\Delta l}{l}.$$

Отсюда

$$\frac{\Delta l}{l} = - \frac{pR_n T n D}{M} \ln f. \quad (58)$$

Формула (58) показывает, что относительное удлинение волоса прямо пропорционально логарифму относительной влажности. Опытами установлено, что это условие достаточно хорошо выполняется при изменении относительной влажности в пределах от 20 до 100%.

Из уравнения (57) можно получить уравнение чувствительности волоса, которое имеет вид

$$\frac{dl}{df} = \frac{pR_n T n D l}{M f}. \quad (59)$$

Из уравнения (59) следует, что с увеличением влажности чувствительность волосного гигрометра убывает.

В. Д. Решетовым теоретическим путем получена формула, свидетельствующая об уменьшении чувствительности волосного гигрометра при понижении отрицательных температур в связи с увеличением модуля упругости волоса. Опытные данные подтверждают результаты, полученные на основе теоретических расчетов.

Кроме влияния отрицательных температур на чувствительность волосного гигрометра, неоднозначность его показаний вызывается явлением сорбционного гистерезиса. Оказывается, что

величина деформации (удлинения) волоса зависит от направления изменения относительной влажности: при повышении влажности до определенного значения длина волоса оказывается больше, чем при понижении влажности до той же величины.

Большие искажения в измерения волосным гигрометром вносит отставание его показаний от меняющейся влажности окружающего воздуха. Инерционность волоса возрастает при понижении температуры. Предельной температурой для использования волосного гигрометра следует считать -30 , -35° .

С целью улучшения свойств волоса как чувствительного элемента Франкенбергер предложил производить сплющивание волоса под вальцами до получения сечения волоса эллиптической формы с соотношением осей $1:3$ или $1:4$. Такая обработка волоса понижает его инерционность как при положительной, так и при отрицательной температуре. Кроме того, измерения вальцованного волоса при низких температурах являются более надежными по сравнению с измерениями обычного волоса, так что предел его использования можно считать температуры -50 , -55° . Относительные удлинения вальцованного волоса не следуют шкале Гей-Люссака, как удлинения обычного волоса, но показания гигрометров с прокатанным волосом более устойчивы. Вместе с тем обработка прокаткой снижает предел упругости волоса, уменьшая его прочность.

Улучшение свойств волоса вальцеванием привело к использованию прокатанного волоса для измерения влажности в некоторых радиозондах.

2. Пленочный приемник влажности. В последнее время для измерения влажности в аэрологических приборах все чаще стали применяться органические гигроскопические пленки. Наилучшими пленками являются серозные оболочки слепой кишки крупного рогатого скота, которые перед применением в качестве приемников влажности обезжириваются, промываются и сушатся. Толщина таких пленок составляет $10-20$ μ . Микрофотография пленок показывает, что они обладают сильно развитой поверхностью волокнистого или равномерного строения. Подобно волосу при влагообмене с воздухом пленки испытывают упругие деформации, величина которых зависит от количества поглощаемой и отдаваемой ими влаги.

Как показали исследования Н. С. Варженевского, тонкие пленки при полном насыщении увеличивают свой вес на $40-50\%$ по сравнению с начальным весом при относительной влажности, равной нулю; приращение же веса волоса составляет $21-23\%$, а по другим исследованиям достигает 30% . Из этих данных видно, что гигроскопичность пленки значительно выше, чем волоса. Кроме того, относительное удлинение пленки в пределах изменения влажности от 0 до 100% составляет $3,5\%$, тогда как у волоса оно не превосходит $2,5\%$.

Пленочные чувствительные элементы влажности выполняются в виде узких полос, имеющих ширину 8—10 мм и длину 50—60 мм, или в виде мембран, натянутых на кольцо и имеющих жесткий центр. Под влиянием изменения влажности изменяется длина натянутой полоски или прогиб мембраны.

Перед применением пленочные приемники подвергаются старению путем выдержки в пересыщенном водяным паром пространстве и затем массирования, которое заключается в 4—5-кратном поочередном воздействии изменения влажности от 5 до 100%. Как показали исследования, использование гигрометров с пленочными приемниками при отрицательных температурах ограничивается —60, —70°, что указывает на их лучшие свойства по сравнению с волосными гигрометрами. Кроме того, пленочные гигрометры обладают достаточной стабильностью градуировки.

Наиболее важным качеством чувствительного элемента указанного типа является его малая инерционность по сравнению с волосом. Сравнение записи метеорографов, имеющих два вида приемников влажности, показало, что пленочный приемник быстрее реагирует на изменение влажности и дает более подробную запись, в частности при прохождении облаков.

Пленочные приемники влажности применяются в советских радиозондах А-22-III и РКЗ-1, в радиозондах Англии, Франции и других стран.

3. Электролитический гигрометр. Электролитический гигрометр относится к гигрометрам электрического сопротивления, в которых используются свойства гигроскопического тела изменять свою электропроводимость в зависимости от изменения влажности.

Электролитический гигрометр состоит из двух электродов, между которыми располагается слой электролита, нанесенного на стеклянную или полистироловую пластинку в виде тонкой пленки раствора, содержащего гигроскопическую соль. Если упругость водяного пара у поверхности электролита меньше упругости пара окружающего воздуха, то водяной пар поглощается электролитом, концентрация раствора уменьшается, а упругость пара у поверхности возрастает до тех пор, пока не станет равной упругости пара окружающего воздуха. Уменьшение упругости пара воздуха ведет к испарению воды из раствора, понижению упругости пара у его поверхности и увеличению концентрации электролита. Таким образом, адсорбционное равновесие у поверхности пленки устанавливается в соответствии с изменением относительной влажности.

Изменение концентрации водяного раствора электролита вызывает изменение его удельного сопротивления. Так как эффект изменения сопротивления за счет изменения толщины тонкой пленки преобладает над влиянием изменения сопротивления за

счет концентрации, оказывается, что при больших значениях влажности сопротивление пленки уменьшается (меньшая удельная проводимость, но большее поперечное сечение пленки).

Измерение влажности электролитическими гигрометрами сводится к измерению электрического сопротивления пленки. Зависимость между этими величинами нелинейная.

Для уменьшения явлений поляризации и электролиза в растворе при изменении сопротивления удобнее пользоваться переменным током или постоянным током малой плотности.

Примером применения приемника влажности в виде гигроскопической пленки может служить приемник влажности радиозонда США. В этом приборе пластинка обычного или органического стекла покрыта тонким слоем раствора хлористого лития в поливинилацетате, являющемся связующим веществом. По краям пластинки методом распыления металла нанесены электроды. Приемник включен в радиосхему передатчика, изменение частоты передачи которого зависит от изменения сопротивления электролита, т. е. от изменения влажности.

Границы применения электролитических гигрометров обусловлены принципом измерения, который обладает рядом недостатков, как и другие методы измерения влажности. Так, например, при очень малых значениях влажности непрерывная десорбция (отдача) водяного пара может привести к высыханию пленки.

Эта предельная влажность зависит от растворимости электролита и от температуры, при которой производится измерение, и ограничивает применение метода, особенно при низких отрицательных температурах.

С другой стороны, при больших значениях влажности электролитом адсорбируется большое количество водяного пара и, при продолжительном пребывании гигрометра в условиях 100%-ной влажности может наступить стекание разжиженного раствора.

Сопротивление гигроскопической пленки зависит не только от влажности окружающего воздуха, но и от температуры; при этом чувствительность гигрометра падает с понижением температуры. Для учета влияния температуры тарировка гигрометра производится при различных ее значениях. Влияние температуры можно компенсировать путем введения в электроизмерительную схему сопротивления с большим отрицательным температурным коэффициентом.

Стабильность показаний электролитических гигрометров невелика, поэтому ими удобнее пользоваться в приборах разового действия, какими в большинстве случаев являются радиозонды.

Электролитические датчики, как и другие приемники влажности, обладают инерцией, быстро увеличивающейся при понижении температуры.

Для уменьшения недостатков электролитических гигрометров проводятся опыты по применению пленки, содержащей вместо хлористого лития другие соли или сажу.

Заслуживают внимания опыты по применению керамических гигрометров. В них используется керамическая смесь с добавлением некоторых окислов металлов. После обжига эта смесь приобретает большую твердость и тонкопористую структуру, определяющую ее гигроскопичность. Электрическое сопротивление такой массы изменяется в зависимости от количества адсорбированного водяного пара.

4. Метод точки росы. В основе метода лежит известное положение, по которому каждому значению температуры соответствует определенная упругость насыщенного водяного пара над плоской поверхностью воды (льда). Следовательно, определив температуру поверхности воды (льда) в момент установления подвижного равновесия между испарением и конденсацией водяного пара у этой поверхности, можно измерить упругость водяного пара воздуха.

Практически для определения точки росы обычно измеряют температуру, при которой на зеркальце при его охлаждении появляется конденсат и при которой конденсат исчезает. Точка росы вычисляется как среднее из двух значений температуры, соответствующих этим моментам.

Как показал Л. Г. Качурин, связь между температурой точки росы и относительной влажностью можно установить следующим образом. Пусть при температуре воздуха T относительная влажность его будет равна f . Тогда

$$e = fE_T,$$

где e — упругость пара, а E_T — упругость насыщенного пара при температуре T .

Но так как $e = E_\tau$, где E_τ упругость насыщения при температуре точки росы τ , то

$$E_\tau = fE_T \quad (60)$$

Подставляя вместо упругости насыщения ее значение из формулы Клаузиуса — Клапейрона, получим

$$E_0 e^{\frac{L}{K} \left(\frac{1}{T_0} - \frac{1}{\tau} \right)} = f E_0 e^{\frac{L}{K} \left(\frac{1}{T_0} - \frac{1}{T} \right)}, \quad (61)$$

где L — скрытая теплота испарения, K — постоянная Больцмана и E_0 — упругость насыщения при температуре T_0 .

Решив это уравнение относительно f и пренебрегая зависимостью L от температуры в интервале от T до τ , получим

$$\ln f = \frac{L}{K} \left(\frac{1}{T} - \frac{1}{\tau} \right), \quad (62)$$

откуда

$$\tau = \frac{1}{\frac{1}{T} - \frac{K}{L} \ln f},$$

Дифференцируя это выражение по f , получим

$$\frac{d\tau}{df} = \frac{\frac{K}{L} \frac{1}{f}}{\left(\frac{1}{T} - \frac{K}{L} \ln f\right)^2}. \quad (63)$$

Это уравнение характеризует чувствительность метода точки росы. Оно позволяет найти, какая точность измерения температуры необходима для определения относительной влажности воздуха с той или иной точностью. При измерении чувствительности в град / %

$$\frac{d\tau}{df} = \frac{0,01 \frac{K}{L} \frac{1}{f}}{\left(\frac{1}{T} - \frac{K}{L} \ln f\right)^2}. \quad (64)$$

Если принять, что для относительной влажности 100 % значение f равно единице, то из (64) получим

$$\frac{d\tau}{df} \approx 0,01 \frac{KT^2}{L}. \quad (65)$$

Из этого выражения видно, что величина $\frac{d\tau}{df}$ с понижением температуры меняется сравнительно медленно, откуда следует, что чувствительность метода точки росы и конденсационного гигрометра с понижением температуры уменьшается также сравнительно медленно. Аналогичным образом можно показать, что величина $\frac{d\tau}{df}$ мало меняется и при других значениях относительной влажности, не близких к 100 %. Таким образом, чувствительность метода точки росы достаточно высока как при положительных, так и при отрицательных температурах.

Представление о степени точности определения температуры точки росы для заданной точности в измерении относительной влажности дает график на рис. 47, предложенный М. И. Гольцманом. На этом графике приведена величина депрессии, т. е. разности между температурой воздуха и температурой точки росы, рассчитанная для различных значений относительной влажности при разных температурах.

С помощью графика можно установить, например, что для измерения относительной влажности с точностью до 1 % в интер-

вале от 60 до 40% при температуре -40° необходимо определять температуру точки росы с точностью $\frac{7}{20} = 0,35^{\circ}$.

Как из формулы (63), так и из приведенного графика видно, что для измерения относительной влажности с заданной степенью точности требования к точности определения температуры точки росы возрастают в области более высоких значений относительной влажности и более низких значений температуры.

Метод точки росы, как и другие способы определения влажности, не лишен недостатков. Во-первых, в этом методе определяется не искомая температура воздуха, при которой должно происходить насыщение, а температура некоторой поверхности (зеркала), соприкасающейся с воздухом. Момент появления конденсата в сильной степени зависит от характера и чистоты охлаждаемой поверхности, а определение момента появления и исчезновения конденсата зависит от средств и условий наблюдения. Ошибки появляются также вследствие тепловой инерции зеркала и чрезмерно быстрого темпа его охлаждения или нагревания. Кроме того, ошибка может возникнуть за счет неправильного определения фазового состояния конденсата.

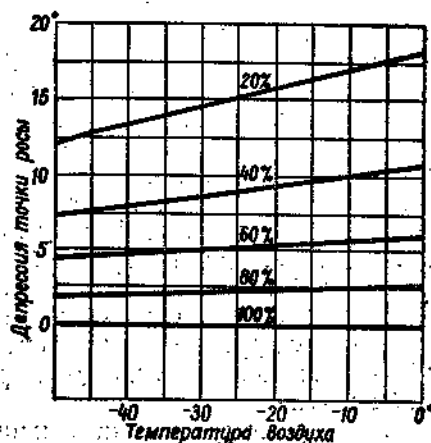


Рис. 47. График депрессии точки росы (по М. И. Гольцману).

Наиболее точным методом определения точки росы является определение температуры зеркала, при которой слой конденсата достиг определенной толщины и эта толщина поддерживается постоянной. Вследствие того что толщина конденсата не меняется, испарение его находится в равновесии с конденсацией пара воздуха и температура действительно соответствует точке росы.

Такого рода условия могут быть созданы в автоматическом гигрометре, в котором поддержание тонкого слоя конденсата осуществляется фотоэлектрическим устройством, управляющим генератором высокой частоты. Последний нагревает охлаждаемое зеркальце настолько, что существующий конденсат не испаряется и не увеличивается по толщине.

В приборах, в которых находит применение метод точки росы, охлаждение зеркала осуществляется с помощью смеси из твердой углекислоты и спирта, фреона 13, хлористого этила и других охладителей. В последнее время для этой цели разработаны полу-

проводниковые микрохолодильники. Для нагревания зеркальца пользуются также электрическим током. Момент появления и исчезновения конденсата устанавливается по методу темного поля.

Метод темного поля заключается в том, что поверхность зеркальца освещается пучком лучей, падающим на зеркальце под малым углом. При отсутствии следов конденсации свет зеркальцем отражается и рассматриваемое зеркальце кажется темным. При охлаждении зеркальца образование на нем конденсата в виде капель или кристаллов льда вызывает рассеяние им света; темное поле заполняется вторичными источниками света и зеркальце начинает светиться. Наблюдения над появлением конденсата проводятся визуально или при помощи фотоэлемента. В последнем случае изменение освещенности фотоэлемента при появлении конденсата вызывает изменение фототока, который измеряется гальванометром. Измерение температуры зеркальца производится металлическими или полупроводниковыми термометрами сопротивления, а также с помощью термопары.

5. Спектроскопический метод измерения влажности. Этот метод основан на свойстве водяного пара сильно поглощать радиацию в инфракрасной области спектра. Прибор состоит из источника света, пучок лучей которого проходит некоторый путь в воздухе. С помощью спектрофотометра определяется интенсивность света в той или иной полосе поглощения спектра водяного пара, и полученная величина сравнивается с интенсивностью света в каком-либо другом участке спектра, где радиация не поглощается паром. По степени поглощения радиации судят о влагосодержании воздуха.

В гигрометрах спектроскопического метода могут быть использованы различные длины волн в инфракрасной области спектра, удовлетворяющие условиям, лежащим в основе метода.

Измерение интенсивности световых потоков в двух участках спектра можно производить также различным путем: с помощью вакуумных термопар и чувствительного гальванометра или фотоэлемента с электронным усилителем. Этот метод измерения влажности является достаточно чувствительным. Кроме того, при изменении влажности в показаниях приборов отставание практически отсутствует, т. е. гигрометры безынерционны. Однако, как и в других способах измерения влажности, чувствительность приборов уменьшается с понижением температуры.

Применение этого метода, несмотря на его достоинства, пока затрудняется сложностью устройства приборов.

§ 7. Погрешности измерения влажности

1. Инерция приемников влажности. Основным источником искажений в показаниях приемников влажности любого типа является их инерция. Под инерцией понимается явление отста-

вания в показаниях гигрометра от действительных изменений влажности окружающего воздуха. Инерция может быть охарактеризована также скоростью восприятия гигрометром изменяющейся влажности.

Как показали исследования, закономерности явления инерции гигрометров достаточно сложны и в большинстве случаев устанавливаются экспериментальным путем. По аналогии с формулой инерции термоприемника величина отставания приемника влажности приближенно определяется из уравнения

$$F - f = \gamma \frac{df}{d\tau}, \quad (66)$$

где F — действительная влажность, f — показания приемника, γ — коэффициент инерции и $\frac{df}{d\tau}$ — изменение показаний влажности со временем.

Опытным путем было установлено, что коэффициент инерции волосного, пленочного и электролитического гигрометров не постоянен. Его величина быстро возрастает с понижением температуры и уменьшением относительной влажности.

В. Д. Решетову удалось теоретическим путем получить приближенное выражение функции γ для обычного волосного гигрометра. Выведенная им формула показывает, что коэффициент инерции зависит от температуры, относительной влажности и давления воздуха. Характер выражения функции $\gamma = \gamma(T, f, p)$ позволяет представить величину коэффициента инерции в виде произведения частных коэффициентов, каждый из которых зависит либо от температуры, либо от относительной влажности, либо от давления воздуха. Тогда коэффициент инерции можно представить в виде

$$\gamma(T, f, p) = \gamma(T_0, f_0, p_0) \frac{\gamma(T)}{\gamma(T_0)} \frac{\gamma(f)}{\gamma(f_0)} \frac{\gamma(p)}{\gamma(p_0)}, \quad (67)$$

где T_0, f_0, p_0 обозначают некоторые условно принятые нормальные значения температуры, относительной влажности и давления воздуха.

Относительные значения частных коэффициентов $\frac{\gamma(T)}{\gamma(T_0)}$ и $\frac{\gamma(f)}{\gamma(f_0)}$ могут быть рассчитаны по формулам.

Функция зависимости γ от температуры и относительной влажности представлена на рис. 48 и 49.

Из рис. 48 видно, что если при 15° значение γ принять равным единице, то при -10° его величина увеличивается в 6 раз, а при -30° — в 45 раз. Рисунок 49 показывает, что при уменьшении влажности от 100 до 50% γ увеличивается в 10 раз, а при дальнейшем убывании влажности до 20% — в 55 раз.

Из уравнения инерции вытекает также, что с понижением давления воздуха коэффициент инерции уменьшается.

Пользуясь функциями зависимости коэффициента инерции от изменения температуры, относительной влажности и давления воздуха и зная значение γ_0 при нормальных условиях, можно ввести поправку к показаниям волосного гигрометра в условиях зондирования атмосферы. Разность $(F - f)$, являющаяся поправкой к показаниям гигрометра на инерцию, может быть получена из уравнения (66)

$$F - f = \gamma_0 \frac{\gamma(T)}{\gamma(T_0)} \frac{\gamma(f)}{\gamma(f_0)} \frac{\gamma(p)}{\gamma(p_0)} \frac{df}{dz} \frac{dz}{d\tau}, \quad (68)$$

где $\frac{df}{dz}$ — изменение показаний гигрометра с высотой, а $\frac{dz}{d\tau} = W$ — вертикальная скорость подъема прибора.

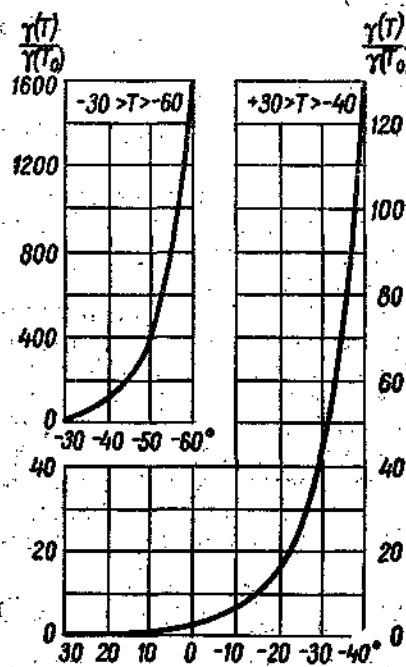


Рис. 48. Зависимость коэффициента инерции волосного гигрометра от температуры в относительных единицах (за единицу принято значение коэффициента инерции при температуре 15°).

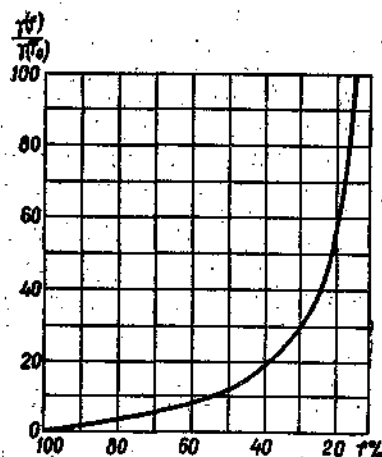


Рис. 49. Зависимость коэффициента инерции волосного гигрометра от относительной влажности при вентиляции со скоростью, равной или большей 4 м/сек (за единицу принято значение коэффициента инерции при $f_0 = 100\%$).

Величины $\frac{df}{dz}$ и $\frac{dz}{d\tau}$ определяются из метеорограммы или записи сигналов радиозондов, а значения частных коэффициентов берут из таблиц. Подставляя найденные значения в формулу (68), определяют величину поправки.

Изучение влияния вентиляции на инерцию волосного гигрометра показало, что при усилении вентиляции коэффициент инерции уменьшается.

При конструировании волосных гигрометров следует иметь в виду также, что инерция уменьшается с уменьшением числа волос приемника и при расположении их отдельно в виде натянутых струн.

Как показали исследования, величина коэффициентов инерции провальцованного волоса и животной пленки меньше, чем обычного волоса, как при положительной, так и при отрицательной температуре. Уменьшение коэффициента инерции провальцованного волоса частично можно объяснить изменением структуры волоса после прокатки, т. е. появлением в его теле новых пор и трещин, а возможно, и возникающей переориентировкой молекул кератина.

Сравнительные лабораторные испытания показали, что пленочные приемники реагируют на изменения влажности быстрее, чем волосные. Так, например, по данным Н. С. Варженевского, при положительной температуре коэффициент инерции пленочного гигрометра в 2—4 раза меньше, чем гигрометра с провальцованным волосом, и в 4—30 раз меньше, чем гигрометра с обычным волосом.

Как было сказано, при отрицательной температуре коэффициент инерции гигрометров увеличивается. Это можно видеть из табл. 11, где приведены значения коэффициентов инерции приемников трех видов при положительной и отрицательной температурах и вентиляции соответственно 5 и 2—3 м/сек.

Таблица 11

Наименование приемника	Коэффициент инерции	
	при $t > 0$ сек	при $t < 0$ мин
Пленка — мембрана	5	1,5
Волос вальцованный	10—20	10
Волос обычный	20—150	35

Таблица показывает, что относительное увеличение коэффициента инерции при понижении температуры значительно меньше для пленочного приемника.

Зависимость коэффициента инерции от вентиляции обратная, т. е. с увеличением вентиляции коэффициент инерции уменьшается, однако уменьшение происходит быстрее для пленочных приемников. Кроме того, в отличие от волосных гигрометров, у пленочных не наблюдается эффекта зависимости скорости реагирования от направления изменения влажности.

Коэффициент инерции электролитического чувствительного элемента влажности сравнительно невелик, но, как и у других

гигрометров, быстро возрастает с понижением температуры. Так, например, по данным Ференса, величина коэффициента инерции электролитического приемника влажности радиозонда США при вентиляции 5 м/сек возрастает от 4 сек при 25° до 2 мин при —30°. Для коэффициента инерции приемника этого типа характерна также зависимость его от величины и направления изменения влажности.

В последнее время проводятся опыты по применению вместо хлористого лития других солей, а также иных методов покрытия пластинок слоем электролита. По имеющимся данным, эти усовершенствования могут привести к значительному уменьшению коэффициента инерции.

Метод спектрального поглощения, по существу, является безинерционным методом измерения влажности, но его применение пока ограничено, так как спектроскопический гигрометр включает в себя сложные оптические и электронные устройства, что не позволяет использовать этот метод в обычной практике аэрологического зондирования.

2. Погрешности за счет больших скоростей обтекания. Погрешности в показаниях приемника влажности за счет больших скоростей обтекания возникают в условиях самолетного зондирования.

Как мы видели ранее, при значительных скоростях обтекания во время полета самолета в пограничном слое приемников температуры и влажности происходит повышение температуры вследствие адиабатического нагревания и трения.

Повышение температуры в пограничном слое приемника влажности приводит к понижению относительной влажности в непосредственном окружении приемника. Следовательно, его показания окажутся заниженными в сравнении с истинным значением относительной влажности.

Если предположить, что изменение температуры воздуха вокруг приемника происходит при отсутствии конденсации водяных паров или состояния пересыщения, то зависимость относительной влажности от температуры воздуха можно получить следующим образом.

Пусть T и f — истинные значения абсолютной температуры и относительной влажности воздуха, T' и f' — значения абсолютной температуры и относительной влажности по показаниям приемников метеорографа. Так как $f = \frac{e}{E}$ и $f' = \frac{e}{E'}$, где e — упругость водяного пара, а E и E' — упругости насыщенного водяного пара при температуре T и T' , то

$$\frac{f}{f'} = \frac{E'}{E}. \quad (69)$$

Используя уравнение Клаузиуса — Клапейрона, можно написать

$$\frac{E'}{E} = e^{\frac{L}{K} \left(\frac{1}{T} - \frac{1}{T'} \right)}, \quad (70)$$

или приближенно

$$\frac{E'}{E} = 1 + \frac{L}{K} \left(\frac{1}{T} - \frac{1}{T'} \right). \quad (71)$$

Подставляя выражение для $\frac{E}{E'}$ в формулу (69), получим

$$\frac{f}{f'} = 1 + \frac{L}{K} \left(\frac{1}{T} - \frac{1}{T'} \right). \quad (72)$$

Относительно малое различие в величинах T и T' позволяет переписать (72) в виде

$$f = f' + \frac{Lf'}{KT} \frac{(T' - T)}{T}. \quad (73)$$

Принимая во внимание, что $T' - T = \Delta T$ — перегрев приемника температуры, находим

$$f = f' \left(1 + \frac{L}{KT} \frac{\Delta T}{T} \right). \quad (74)$$

В практике самолетного зондирования учет влияния значительных скоростей обтекания на показания приемника влажности производится с помощью формулы

$$f = f' \left(1 + 13,68 \frac{\Delta T}{T} \right). \quad (75)$$

Для определения величины, заключающейся в скобках, составляются таблицы, пользуясь которыми по полученному из обработки записи значению f' определяют f .

Поскольку величина перегрева пропорциональна квадрату скорости обтекания, то при больших скоростях самолетов погрешность в определении влажности может достигать 10—15%.

Глава III

ИССЛЕДОВАНИЕ АТМОСФЕРЫ С ПОМОЩЬЮ ПРИВЯЗНЫХ И АВТОМАТИЧЕСКИХ СВОБОДНЫХ АЭРОСТАТОВ

Для подъема приборов в атмосферу с целью ее исследования могут быть использованы аппараты легче воздуха — аэростаты. Аэростаты, не связанные с землей, называются свободными: их полет происходит под действием аэростатической подъемной силы и силы ветра так, что они перемещаются вместе с воздушным потоком. Аэростаты, связанные с землей привязным тросом, называются привязными. Наполнение аэростатов производится газом легче воздуха — водородом или гелием.

Свободные сферические аэростаты исторически были первыми летными средствами, применяемыми для исследования атмосферы. С течением времени они усовершенствовались, но основы устройства остались одними и теми же. К наполненной газом оболочке из прорезиненной материи с помощью строп присоединяется гондола. В гондоле находится экипаж, который обеспечивает необходимый режим полета аэростата по высоте и с помощью научной аппаратуры производит аэрологические измерения и наблюдения. Для проведения подъемов с целью исследования стратосферы в 1930—1940 гг. применялись стратостаты, отличавшиеся от обычных аэростатов большим размером оболочек и герметичной гондолой для экипажа, приборов и прочего снаряжения.

Вследствие высокой стоимости полетов и трудностей старта и приземления в настоящее время полеты свободных аэростатов и стратостатов с экипажем почти не производятся. На смену пилотируемым свободным аэростатам пришли аэростаты с автоматическим управлением высотой полета, радиотелесметрическим оборудованием для передачи результатов измерений и определения местонахождения аэростата.

В этой главе рассматриваются основы применения привязных аэростатов, которые служат для исследования нижнего по-

граничного слоя атмосферы (до 500—1000 м), а также некоторые вопросы применения автоматических свободных аэростатов, целью полетов которых является изучение более высоких слоев атмосферы, включая стратосферу.

А. ПРИМЕНЕНИЕ ПРИВЯЗНЫХ АЭРОСТАТОВ

§ 1. Подъемная сила привязного аэростата

Аэростат и привязной трос находятся, как правило, в воздушном потоке, поэтому на них действуют не только статические силы, но и аэродинамические. Взаимодействие статических и аэродинамических сил определяет характер свободного или вынужденного движения привязного аэростата по вертикали или горизонтали, натяжение троса и другие его эксплуатационные характеристики.

Свободная подъемная сила аэростата определяется выражением

$$A = (\rho - \gamma) V - G, \quad (1)$$

где V — объем аэростата, ρ — вес 1 м³ воздуха, γ — вес 1 м³ газа, которым наполняется аэростат, G — вес аэростата.

Практически свободная подъемная сила аэростата, подобно свободной подъемной силе шара-пилота, определяется взвешиванием. Разность между весом 1 м³ воздуха и газа, как уже упоминалось, называется удельной подъемной силой; она показывает, сколько килограммов груза может поднять 1 м³ газа.

Величина удельной подъемной силы изменяется с высотой пропорционально изменению плотности воздуха. Если аэростат перед подъемом не выполнен, т. е. газ не занимает всего объема оболочки, то его полная подъемная сила остается постоянной до высоты выполнения, в то время как его удельная подъемная сила уменьшается пропорционально уменьшению плотности воздуха. Если же аэростат перед подъемом выполнен и газ сообщается с атмосферой, то на том же основании уменьшается не только удельная, но и полная подъемная сила аэростата.

Кроме этого, подъемная сила зависит от перегрева газа, возникающего в результате действия солнечных лучей на аэростат. Перегрев газа в выполненном аэростате на 2,5° увеличивает подъемную силу примерно на 1%. Подъем выполненных привязных аэростатов в безоблачную погоду и при слабых ветрах на высотах благоприятствует значительному перегреву газа в них. С другой стороны, перегрев воздуха относительно газа приводит к уменьшению подъемной силы. Когда аэростат попадает при подъеме в слой атмосферы с инверсией температуры, то на каждые 2,5° повышения температуры окружающего воздуха статическая подъемная сила аэростата уменьшается приблизительно

на 1%. Поэтому в инверсионных слоях аэростат как бы застревает.

Подъемная сила аэростата зависит также от чистоты газа, т. е. от степени засоренности газа примесями. Чем больше чистота газа, тем меньше его плотность, а следовательно, тем больше его удельная подъемная сила. Со временем чистота газа в наполненном аэростате из-за некоторой проницаемости оболочки ухудшается, а это приводит к уменьшению его подъемной силы и снижению максимальной высоты (потолка) подъема.

Благодаря давлению газа аэростат сохраняет свою форму. С высотой давление газа в аэростате изменяется медленнее, чем давление окружающего воздуха. Поэтому давление газа в верхней части аэростата превышает давление окружающего воздуха. Во всех точках аэростата, расположенных выше уровня одинаковых давлений, возникает избыточное давление, называемое сверхдавлением. При этом сверхдавление в аэростате тем больше, чем больше удельная подъемная сила. Вследствие наличия сверхдавления корпус привязного аэростата сохраняет свою форму даже тогда, когда на него действуют сильные ветры. Потеря сверхдавления грозит, как правило, аварией. Совершенно очевидно, что для аэростата не менее опасно, чем потеря сверхдавления, возникновение чрезмерно большого сверхдавления, которое может вызвать разрыв оболочки. Для регулирования сверхдавления аэростаты снабжаются воздушными или газовыми клапанами, которые автоматически открываются при возникновении чрезмерного сверхдавления.

§ 2. Основы аэродинамики привязного аэростата

Привязной аэростат в воздушном потоке находится всегда под действием двух динамических сил (рис. 50):

- 1) силы лобового сопротивления R_x ,
- 2) аэродинамической подъемной силы R_y .

Сила лобового сопротивления¹ равна

$$R_x = c_x \rho \frac{u^2}{2} V^{\frac{2}{3}} \varphi(\alpha), \quad (2)$$

где c_x — коэффициент лобового сопротивления, ρ — массовая плотность воздуха, u — скорость потока, набегающего на аэростат, V — объем аэростата, α — угол атаки, т. е. угол между продольной осью аэростата и горизонтом.

Если продольная ось аэростата совпадает с направлением ветра, то на него действует только сила лобового сопротивле-

¹ Сила лобового сопротивления пропорциональна площади характерного сечения аэростата, которая в свою очередь пропорциональна его объему в степени $2/3$. Объем является главной геометрической характеристикой аэростата.

ния, а статическая подъемная сила уравнивается действием троса. Если же продольная ось аэростата не совпадает с направлением ветра, тогда возникает аэродинамическая подъемная сила, которая равна

$$R_y = c_y \rho \frac{u^2}{2} V^{\frac{2}{3}} \varphi(\alpha), \quad (3)$$

где c_y — коэффициент подъемной силы.

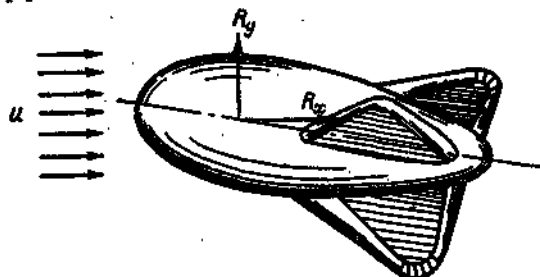


Рис. 50. Силы, действующие на аэростат.

Сила сопротивления привязного аэростата таким образом равна

$$R = \sqrt{R_x^2 + R_y^2}. \quad (4)$$

Величина составляющих силы сопротивления зависит от угла атаки. Чем больше угол атаки, тем больше значение как R_x , так и R_y . На рис. 51 дана зависимость c_x и c_y от угла атаки. Из этого рисунка видно, что c_x при углах атаки до 5° почти не изменяется, но при больших углах быстро возрастает и достигает наибольшего значения, когда $\alpha = 90^\circ$. Величина c_y при углах атаки до 50° плавно увеличивается, а затем с увеличением угла резко уменьшается. Отсюда следует, что наиболее выгодный режим работы привязного аэростата наблюдается при условии, когда угол атаки не превышает $5-7^\circ$. В этом случае аэродинамическая подъемная сила на 40—50% превышает лобовое сопротивление, что благоприятствует увеличению высоты подъема и уменьшению сноса аэростата.

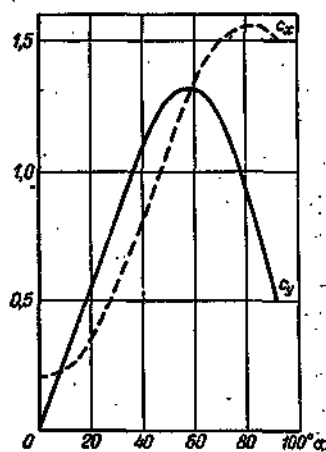


Рис. 51. Зависимость коэффициента лобового сопротивления и аэродинамической подъемной силы от углов атаки аэростата.

Величина аэродинамических сил, действующих на аэростат, зависит от количества и характера деталей, расположенных на его корпусе или подвешенных к нему. К ним относятся главным образом оперение и такелаж. Основное назначение оперения — это обеспечение устойчивого положения корпуса аэростата при малых углах атаки. При отсутствии оперения аэростат теряет устойчивость, напряжение троса подвергается резким изменениям и достигает иногда значений, угрожающих обрывом аэростата. Оперение не имеет хорошо обтекаемой формы, а к тому же обладает большой поверхностью, поэтому как лобовое сопротивление, так и аэродинамическая подъемная сила у оперенного аэростата больше, чем у корпуса. Лобовое сопротивление оперения в полтора раза больше лобового сопротивления корпуса, а аэродинамическая подъемная сила оперения при углах атаки порядка $7-10^\circ$ в четыре раза больше аэродинамической подъемной силы корпуса.

Аэродинамические силы, действующие на корпус и оперение аэростата, создают аэродинамические моменты относительно его поперечной оси. Под действием аэродинамического момента корпуса нос аэростата стремится подняться вверх при положительных углах атаки, а при отрицательных углах — опуститься вниз, другими словами, корпус аэростата имеет тенденцию опрокидываться. Поэтому аэродинамический момент корпуса называется опрокидывающим. Величина аэродинамического момента корпуса зависит от его удлинения, т. е. от отношения длины корпуса к диаметру, наибольшему по его сечению. Для аэрологических целей, поскольку зондирование атмосферы необходимо проводить при любых условиях погоды, следует применять аэростаты с короткими корпусами (малого удлинения) как более устойчивые.

Моменты оперения аэростата имеют знак, противоположный знаку моментов корпуса. Поэтому они называются стабилизирующими. Наибольшим стабилизирующим моментом обладают плоские стабилизаторы, а их эффективность зависит от площади, местоположения на корпусе аэростата и удлинения аэростата. Чаще всего применяется треугольное размещение стабилизаторов.

Корпус и оперение аэростатов изготавливаются из прорезиненной ткани либо из пластмассы.

Для привязных аэростатов применяется двухслойная материя. Она состоит из двух слоев прочной ткани, склеенных резиной и прорезиненных с одной или двух сторон. Вес 1 м^2 такой материи около 300—400 г. Для отражения солнечной радиации во избежание чрезмерного расширения газа в аэростате и разрушения резины наружная сторона материи покрывается резиновым раствором, смешанным с алюминиевой пудрой, придающей материи серебристую окраску.

Рассмотрим теперь некоторые аэродинамические характеристики троса. Когда аэростат поднят в воздух при полном штиле, наибольшее натяжение трос будет испытывать при вертикальном положении в точке его подвески к аэростату, так как в этом случае натяжение на трос в узле подвески равно

$$R_r = qz = A, \quad (5)$$

где q — вес погонного метра троса, а z — длина троса.

Натяжение троса в любой другой точке равно весу троса ниже этой точки, а у лебедки трос не имеет натяжения. При ветре трос приобретает форму кривой, характер которой определяется вертикальным распределением скорости и направления ветра в атмосфере. Но и в этом случае наибольшее натяжение трос будет иметь в точке подвески к аэростату и наименьшее — в точке крепления к лебедке. Натяжение троса в точке подвески характеризуется уравнением (рис. 52)

$$R_r = \sqrt{R_x^2 + (R_y + A)^2},$$

или

Рис. 52. Натяжение троса в точке подвески к аэростату при наличии ветра.

$$R_r = c_r \rho \frac{u^2}{2} V^{\frac{2}{3}} + A, \quad (6)$$

где A — подъемная сила аэростата, а c_r — коэффициент сопротивления троса.

Натяжение троса у лебедки будет равно

$$R_r = c_r \rho \frac{u^2}{2} V^{\frac{2}{3}} + A - qz, \quad (6a)$$

где q — вес погонного метра троса, z — высота подъема аэростата.

Таким образом, чтобы определить натяжение троса в точке подвески, достаточно измерить натяжение у лебедки и прибавить к этой величине произведение погонного веса примененного троса на высоту аэростата. Полученная величина не должна превышать разрывное усилие для данного троса.

Для подъема привязных аэростатов применяются тросы сечением от 2,5 до 0,5 мм.

§ 3. Балансировка привязного аэростата. Высота подъема

Характер изменения углов атаки привязного аэростата зависит от скорости ветра в свободной атмосфере. С увеличением скорости ветра углы атаки могут возрастать, уменьшаться или оставаться неизменными. Это зависит от положения точки или узла подвески троса к корпусу аэростата. Чем ближе точка подвески троса к носу аэростата, тем меньше возрастание углов атаки с увеличением скорости ветра. Чем меньше отношение свободной подъемной силы аэростата к собственному весу корпуса аэростата, тем ближе к носу можно располагать подвеску троса и тем, разумеется, лучше балансировка последнего. Передвижение узла подвески к носу или корме аэростата осуществляется укорачиванием передних или удлинением задних строп, а также подвешиванием балласта к корме аэростата.

Перед подъемом аэростат устанавливают под углом, заданным для случая, когда скорость ветра близка к нулю. Величина начальных углов для малообъемных привязных аэростатов равна $6-8^\circ$, высотных $2-5^\circ$, а для аэростатов, поднимающих не только приборы, но и наблюдателя, $7-8^\circ$. Изменением положения подвески можно регулировать начальный угол атаки с учетом ожидаемой скорости ветра на высотах.

Из выражений (1) и (4) следует, что максимальная высота подъема привязного аэростата зависит от действующих на него статических и аэродинамических сил.

При безветрии, когда на аэростат оказывают влияние только статические силы, максимальная высота подъема, называемая статическим потолком, равна отношению свободной подъемной силы аэростата к весу 1 пог. м троса.

При наличии ветра, когда на аэростат действуют аэродинамические силы, его потолок, называемый динамическим, может быть даже выше статического. Но под влиянием действия ветра на трос результирующая аэродинамическая сила может быть направлена вниз, и поэтому может наблюдаться снижение динамического потолка относительно статического. В подобных случаях потолок определяется распределением ветра на высотах. Если на всех высотах скорость ветра одинакова, то величина $\frac{\rho v^2}{2}$, входящая в выражения (2) и (3), изменяется только в связи с изменением плотности воздуха с высотой.

При скоростях ветра до $8-12$ м/сек аэродинамические силы, действующие на аэростат, очень малы, а снижающее действие сил, приложенных к тросу, значительно, поэтому динамический потолок аэростата будет ниже статического. При больших скоростях ветра динамический потолок повышается и достигает величины статического именно тогда, когда скорость ветра окажется близкой к предельной для данного типа аэростата.

Для подъема одиночного аэростата большого объема до статического потолка требуется длина троса, равная приблизительно полуторной высоте статического потолка. Малообъемные аэростаты, поднимающиеся на сравнительно небольшую высоту вследствие небольшой длины (веса) троса, обладают динамическим потолком, весьма близким к статическому.

Если скорость ветра с высотой возрастает, то возрастание аэродинамических сил, действующих на корпус аэростата, происходит быстрее, чем аэродинамических сил, действующих на трос, и динамический потолок может оказаться близким к статическому. При уменьшении скорости ветра с высотой динамический потолок привязного аэростата будет всегда ниже статического. Повышение потолка может быть достигнуто применением троса переменного сечения, уменьшающегося от точки подвески до лебедки, с сохранением одинакового запаса прочности по всей выпущенной длине.

§ 4. Некоторые особенности эксплуатации привязного аэростата

При правильной подготовке привязного аэростата к подъему поведение его в воздухе зависит только от состояния погоды. При попадании аэростата в дождь происходит смачивание оболочки, приводящее к снижению потолка как за счет изменения веса аэростата, так и снижения температуры газа в нем. Эффект смачивания тем больше, чем меньше скорость ветра на высотах, так как при больших скоростях происходит более быстрое сдувание воды с поверхности аэростата. Обледенение троса вызывает перераспределение его натяжений благодаря изменению погонного веса на отдельных участках, приводящему к изменению высоты подъема привязного аэростата. Наибольшее значение для высоты подъема имеет влияние солнечной радиации на аэростат и вертикальное распределение температуры воздуха в атмосфере. Перегрев газа в аэростате приводит к увеличению его подъемной силы и уменьшению угла атаки. Уменьшение угла атаки тем меньше, чем меньше скорость ветра на высотах.

Попадание аэростата в слой атмосферы с инверсией температуры обуславливает «застревание» аэростата в этом слое. Если в то же время в инверсионном слое направление движения воздуха будет резко отличаться от движения его в соседних слоях, то аэростат может приобрести угол атаки, близкий к 90° , и начать перемещаться не носом, а боком. При скорости ветра на высоте «застревания» около 10 м/сек аэродинамические силы могут возрасти настолько, что окажутся опасными для аэростата. Весьма опасный при сильных ветрах боковой снос аэростата может также наблюдаться, когда он поднят с несиммет-

ричным расположением боковых стабилизаторов относительно вертикальной плоскости корпуса.

Порядок «сдавания» привязного аэростата зависит от скорости ветра и его изменения с высотой. При безветрии аэростат можно сдавать без особого торможения на лебедке, но вследствие увеличивающегося веса троса по мере подъема сдавание происходит с замедленной скоростью. При ветре сдавать аэростат нужно с торможением, не допуская излишнего натяжения троса и добиваясь равномерного подъема. Сдавание без торможения может, особенно при больших скоростях ветра, привести к опасным сверхдавлениям в оболочке аэростата.

Не менее важным является режим «выбирания» аэростата. При неравномерном, толчкообразном выбирании аэростатов вследствие действия инерционных и аэродинамических сил может произойти увеличение натяжения троса, приводящее к обрыву. Следует отметить, что действие порывистого ветра на аэростат аналогично толчкообразному выбиранию троса. Наиболее опасными являются вертикальные составляющие порывистого ветра. Поэтому необходимо избегать задерживать аэростат в таких слоях атмосферы.

При постановке специальных исследований турбулентности с помощью подъема приборов на привязных аэростатах необходимо при действии порывов на аэростат разматывать некоторое количество троса, а после прекращения действия порыва и провисании троса смотать его. Такой способ регулирования натяжений троса применим, если компоненты скорости при порыве ветра обладают достаточно большим периодом. При малых периодах действия порывов искусственная амортизация ударов способом разматывания и сматывания троса может привести к закручиванию и местным ослаблениям троса, которые способны вызвать обрыв троса. Вообще перемещение аэростата через возмущенные слои атмосферы следует производить быстрее, особенно при его спуске.

На кораблях зондирование свободной атмосферы с помощью привязного аэростата при сильном ветре надо проводить при движении корабля в направлении господствующих ветров на высотах.

Весьма опасным явлением для аэростата является образование «ложки» — впадины в носовой части корпуса. Она возникает при превышении аэродинамического внешнего давления над внутренним давлением газа в оболочке. Ложка может иметь место в течение короткого или длительного периода времени. Кратковременная ложка является результатом порывистости ветра или быстрого выбирания аэростата при слабом ветре, а сохраняющаяся длительное время связана с неисправностью аэростата. В результате возникновения ложки привязной аэростат начнет нырять. Часто повторяющееся ныря-

ние может привести к аварии. При появлении ложки необходимо следить за тем, чтобы не провисал трос, а при увеличении натяжения троса и тенденции аэростата к подъему следует не прекращать сдачу троса, а только уменьшить скорость подъема и способствовать этим переливанию газа в носовую часть корпуса аэростата, а вместе с тем и исчезновению ложки.

Для контроля поведения аэростата лебедка должна быть обязательно снабжена динамометром для измерения натяжений троса и счетчиком длины выпущенного троса.

§ 5. Аэростатные метеорографы

Метеорографы для привязных аэростатов должны обладать достаточной прочностью, быть удобообтекаемыми и иметь флюгарку для ориентировки прибора против ветра. Приборы, предназначенные для исследования нижнего 1000-метрового слоя

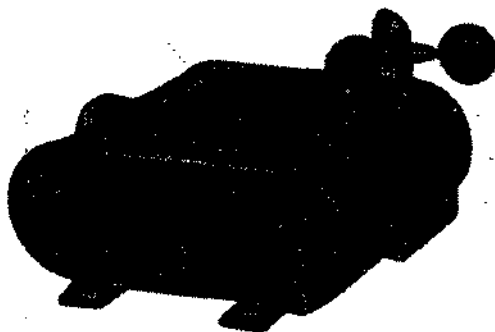


Рис. 53. Общий вид метеорографа АМ-1.

атмосферы, должны обладать приемниками метеорологических элементов с повышенной чувствительностью. Для исключения влияния радиации на приемники температуры, давления и влажности, когда подъем производится при слабых ветрах (менее 3 м/сек), приборы должны быть снабжены вентиляторами.

Для аэростатных наблюдений может быть приспособлен любой тип самолетного метеорографа. Таким, например, является метеорограф АМ-1 (рис. 53), представляющий собой вариант самолетного метеорографа СМ-43 (см. § 3 гл. IV).

Прибор снабжен приемником скорости ветра в виде трехчашечной крестовины. Ось вращения крестовины связана с пером через червячный винт, шестерни и улитку. Конец пера поднимается улиткой до крайнего верхнего положения, а затем опускается вниз. Чем больше скорость вращения кресто-

винт с полушариями, тем быстрее происходит опускание пера. Поэтому запись скорости ветра на ленте барабана имеет характер пилообразной кривой. Чем больше скорость ветра, тем больше число наклонных линий в единицу времени при данной скорости вращения барабана. Сертификат метеорографа содержит в себе таблицу или график проверки приемника скорости ветра, в которых даны зависимости расстояний между наклонными линиями в миллиметрах от скорости ветра в метрах в секунду и скорости вращения барабана.

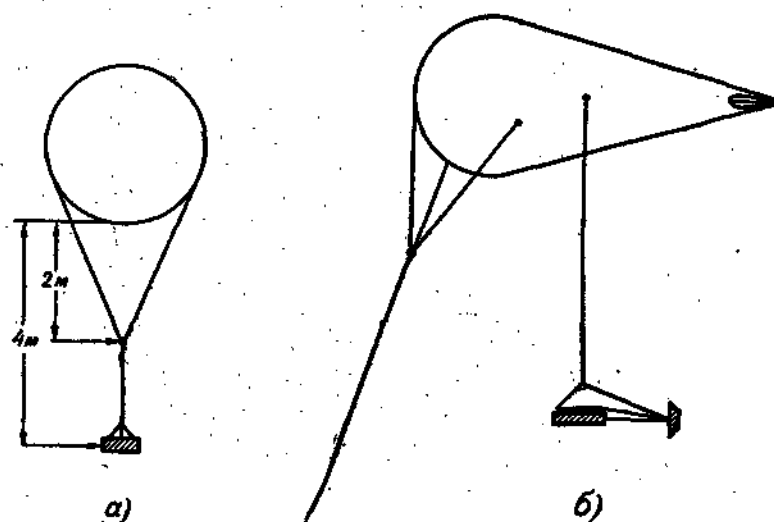


Рис. 54. Схема подвеса метеорографа к стропам аэростатов.
а — вид спереди, б — вид сбоку.

Метеорограф снабжен съемным электровентилятором для искусственной вентиляции приемников температуры и влажности. Он устанавливается на конце шахты прибора, внутри которой размещаются приемники температуры и влажности, при скоростях ветра в свободной атмосфере, меньших или близких к 3 м/сек. Электромотор питается от аккумуляторной батареи напряжением 3—6 в. При этом напряжении скорость вентиляции в шахте прибора составляет около 4 м/сек.

Аэростатный метеорограф крепится в специальном подвесе (рис. 54) на амортизаторах, ослабляющих тряску его при подъеме и спуске. Подвес представляет собой легкую дюралевую раму с килем и тремя тонкими металлическими тросами, образующими пирамиду. Центр тяжести метеорографа расположен на вертикальной оси прибора, проходящей через вершину пи-

рамиды подвеса, что позволяет прикрепить всю систему к стро-
пе аэростата в одной точке, как это показано на рис. 54.

В Центральной аэрологической обсерватории применяется
самолетный метеорограф, снабженный флюгаркой и обычным
чашечным анемометром. Показания анемометра передаются по
радио.

Схема устройства счетной и контактирующей систем такого
анемометра приведена на рис. 55. К механизму анемометра
добавлена вращающаяся звездочка 1, которая через опреде-
ленное число оборотов крестовины с
полушариями 2 замыкает тонкую гиб-
кую пружинку 3, смонтированную на
верхней плате анемометра и изолиро-
ванную от корпуса прибора. Один ко-
нec анодной цепи передатчика подает-
ся на контакт 3, а второй — на
контакт 4, который соединен с массой
прибора.

Анемометр поверяется в аэродина-
мической трубе. Скорость потока опре-
деляется по продолжительности вре-
мени одного контакта. Начальная чув-
ствительность анемометра равна 1,0—
1,5 м/сек.

Исследования В. А. Девятовой
показали, что самолетный метеорог-
раф, приспособленный для аэростат-
ных наблюдений, имеющий чувстви-
тельность приемника давления до 6—
8 мб, приемника температуры до 0,6—
0,8°, а влажности до 3—5% на 1 мм
ординаты записи, обеспечивает изме-
рение атмосферного давления со сред-
неквадратичной погрешностью $\pm 1,1$ мб, температуры $\pm 0,2^\circ$,
а влажности $\pm 1,5\%$. Кроме того, оказалось, что погрешность
за счет радиационного нагрева днем (при скорости ветра боль-
ше 3—4 м/сек) и выхолаживания ночью (при скорости ветра
больше 1—2 м/сек) находится в пределах точности измерений
и ею можно пренебречь. При меньших скоростях ветра
необходимо создать искусственную вентиляцию в шахте
метеорографа.

В Главной геофизической обсерватории применяется не-
сколько модернизированный змеиный метеорограф системы
П. А. Молчанова (рис. 56). Прибор снабжен трехчашечным
анемометром 7 и приемником порывистости ветра 8, состоя-
щим из двух лопастей, симметрично расположенных на гори-

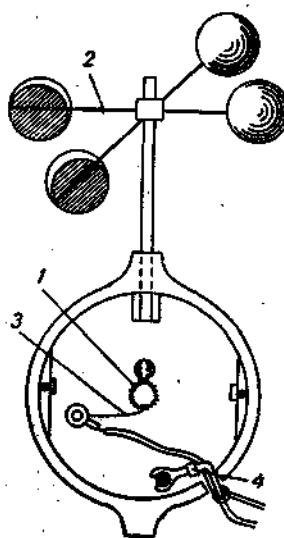


Рис. 55. Схема устройства
уала ветра анемометра,
применяемого в ЦАО.

зонтальной оси и удерживаемых от свободного вращения с помощью плоской пружины (см. § 1 гл. VIII).

В этом приборе перо 1 служит для проведения контрольной линии, перо 2 связано с приемником давления, состоящим из пяти анероидных коробок, перо 3 записывает изменения относительной влажности, перо 4 соединено с приемником температуры, перо 5 фиксирует порывистость ветра, а перо 6—сред-

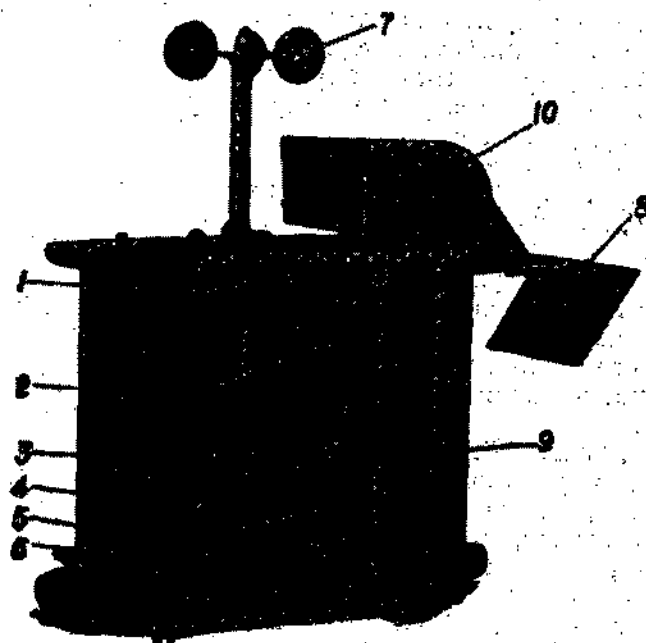


Рис. 56. Внутренний вид аэростатного метеорографа ГТО.

нюю скорость ветра. Чувствительность узла давления составляет 1,5—2 мб, температуры 0,3—0,4° и влажности 1—2%.

Запись средней скорости ветра осуществляется аналогично записи метеорографом АМ-1.

Волосной гигрометр и биметаллический приемник температуры помещены в шахту 9. Для увеличения скорости потока воздуха в шахте сверху на шахту надевается специальный раструб 10 с выходным отверстием, направленным по ветру, а снизу шахты — чашечка, обращенная отверстием против ветра. Это приспособление, как показали продувки прибора

в аэродинамической трубе, увеличивает скорость потока воздуха в шахте на 6—8% по сравнению со скоростью ветра. При очень слабых ветрах на шахту метеорографа вместо рас-труба надевается вентилятор с электромоторчиком, создаю-щий в шахте поток со скоростью около 6 м/сек.



Рис. 57. Аэростатный метеорограф ГГО в корзинке, снабженной стабилизатором. Схема крепления к тросу.

Прибор вставляется в дюралюминиевую корзинку, снаб-женную стабилизатором (флюгаркой). Внешний вид прибора и система крепления его к тросу аэростата показаны на рис. 57. Угольник крепится к тросу в двух точках таким образом, что он может свободно вращаться вокруг него. Снизу угольник упирается в специальный зажим, благодаря чему он не может

скользить вдоль троса. Кроме того, для обеспечения горизонтальности метеорографа снизу корзинки расположена трубка, свободно скользящая одним своим концом вдоль троса. Расстояние прибора от троса зависит от угла наклона троса. Исследования П. А. Воронцова показали, что такая подвеска обеспечивает автоматическое установление прибора по направлению ветра и сильно уменьшает раскачивание прибора при порывах ветра.

По данным П. А. Воронцова и В. Н. Селицкой, максимальная погрешность измерения давления этим прибором равна $+0,9$ ммб, температуры $\pm 0,36^\circ$, влажности $\pm 4,6\%$. Начальная чувствительность анемометра составляет примерно $1,5$ м/сек, а приемника порывистости ветра — около $2,0$ — $2,5$ м/сек.

На кораблях могут применяться аэростатные метеорографы без искусственной вентиляции, но при слабых ветрах зондирование атмосферы должно проводиться, когда корабль находится в движении.

§ 6. Режим подъема и спуска привязного аэростата, наземные наблюдения при его подъеме

Режим подъема определяется соблюдением условий безопасности и задачами, которые ставятся при исследовании атмосферы с помощью привязных аэростатов. Могут быть заданы два режима: медленный и непрерывный подъем и спуск аэростата, либо медленный и непрерывный подъем, а спуск с производством ступеней — площадок — на определенных высотах. Ступени нужны для того, чтобы зарегистрировать изменение значений метеорологических элементов на заданной высоте, особенно скорости ветра. Последнее рекомендуется ввиду того, что, как это было указано выше, метод шаропилотных наблюдений не дает значений скорости ветра в точке, а позволяет получить только осредненное значение для некоторого слоя.

Трос аэростата при подъеме необходимо сдвигать равномерно, со скоростью $1,0$ — $1,5$ м/сек, а при спуске выбирать со скоростью не более 1 м/сек. Остановки при спуске для производства площадок в слое атмосферы до 1000 м следует делать через 50 , 100 , 200 м и т. д., выше 1000 м — через 500 м, а также у нижней границы облачности по моменту, когда аэростат туманится. Продолжительность каждой ступени должна быть не менее 10 мин.; при скоростях ветра, больших 8 м/сек, она может быть сокращена до 5 мин.

Во время подъема и спуска наблюдатель должен вести подробный протокол зондирования атмосферы. В этот протокол следует записать:

1) время начала и конца площадки с точностью до одной минуты; длину троса с точностью до 10 м; среднее и максимальное натяжение троса с точностью до 10 кг; угловую высоту и азимут аэростата по аэрологическому теодолиту, установленному рядом с лебедкой;

2) высоту (по длине троса) нижней границы облаков, в которые входит аэростат; время момента «туманится» при подъеме и выходе из облаков; форму и количество облаков;

3) резкие изменения силы натяжения троса (более 20 кг); время и длину троса, когда аэростат заметно разворачивается;

4) изменение состояния погоды во время зондирования атмосферы; характер обледенения аэростата после его спуска.

Для грубого определения направления ветра до нижней границы облаков может быть использован нефоскоп Кузнецова. Проектируя корпус аэростата на центр зеркала нефоскопа, по положению проекции продольной оси аэростата можно определить направление ветра для заданной высоты.

Б. ПРИМЕНЕНИЕ АВТОМАТИЧЕСКИХ СВОБОДНЫХ АЭРОСТАТОВ

§ 1. Основы устройства автоматических аэростатов и их оборудование

Для подъема научной аппаратуры с целью исследования свободной атмосферы, включая и стратосферу, применяются свободные аэростаты и стратостаты. Как уже говорилось, в последнее время используются не пилотируемые, а автоматические аэростаты, т. е. аэростаты без экипажа, с автоматическим управлением высотой полета, снабженные научной аппаратурой и радиотелеметрическим оборудованием для передачи результатов исследования атмосферы и координат местонахождения аэростата.

Использование для автоматических аэростатов оболочек из прорезиненной баллонной материи вследствие их значительного веса препятствует достижению больших высот подъема исследовательской аппаратуры значительного веса.

Для подъема в стратосферу научных приборов весом до 70—100 кг иногда используются связки (гирлянды) из нескольких десятков резиновых оболочек большого размера, применяющихся обычно для подъема радиозондов. Однако их применение для исследования стратосферы затрудняется потерей свойств эластичности и преждевременным разрывом оболочек вследствие недостаточной морозостойкости материала оболочек и разрушающего влияния на них озона и ультрафиолетовой радиации. Поэтому резиновые оболочки также не могут обеспечить подъемы научной аппаратуры значительного веса на большие высоты, как и продолжительное пребывание аппаратуры на этих высотах.

Вследствие этого с середины 1930-х гг. начали проводить исследования по замене баллонной материи и резины нерастягивающимися пластическими материалами. Широкое применение получили оболочки из полиэтиленовой пленки. Полиэтиленовая пленка является дешевым материалом и отличается хорошей озоно- и светостойкостью, морозостойкостью, эластичностью и высоким сопротивлением разрыву. Толщина пленки очень мала и для оболочек различного размера колеблется в пределах от 0,003 до 0,05 мм. Благодаря этому оболочки

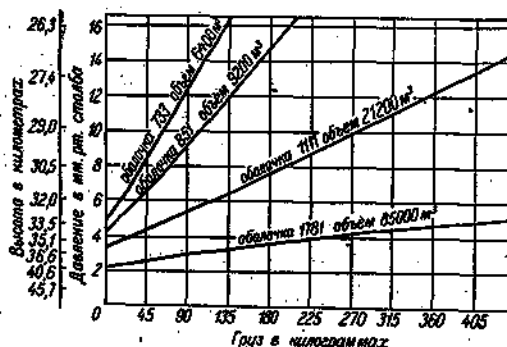


Рис. 58. Зависимость высоты подъема автостратостата от веса поднимаемого груза.

имеют малый вес и аэростаты могут подниматься до больших высот. Для научных исследований применяют оболочки объемом от нескольких сотен до ста тысяч кубических метров. Зависимость высоты подъема больших оболочек от веса поднимаемого груза приведена на рис. 58.

Автоматические аэростаты с пластмассовыми оболочками используются как средство для изучения воздушных течений и как летательные аппараты для подъема научной аппаратуры до больших высот.

Для многих исследований представляет интерес полет исследовательской аппаратуры на заданной высоте в течение продолжительного времени. Этой цели служат дрейфующие автоматические аэростаты или стратостаты с полиэтиленовыми оболочками. Сравнительно редко для дрейфующих аэростатов используются резиновые оболочки.

Управление высотой полета дрейфующих аэростатов производится с помощью автоматических устройств. При достижении аэростатом заданной высоты вступает в действие управляемый барокоробкой клапан, который выпускает газ до тех пор, пока аэростат не уравновесится. Неизбежная потеря газа во время полета за счет диффузии приводит к уменьшению его подъемной силы и снижению аэростата. Тогда начинает

работать второй механизм, который, также будучи связан с барокоробкой, автоматически сбрасывает балласт, поддерживая заданную высоту. В качестве балласта используется мелкая дробь или жидкость с низкой температурой замерзания. Точная регулировка балластного механизма (балластницы) позволяет сохранять высоту полета с отклонением от фиксированного уровня в пределах 50—100 м.

Отсоединение груза с парашютом от оболочки производится через заданное время или на определенной высоте (если балласт израсходован и аэростат опускается) путем автоматического перерубания стропы, на которой подвешивается оборудование. Время полета устанавливается с помощью электрочасов, которые включают механизм отцепного приспособления. После отсоединения от оболочки приборы опускаются на парашюте, а оболочка разрывается возрастающим давлением газа или при помощи специального разрывного приспособления. На рис. 59 дана схема расположения оборудования автостратостата.

Наполнение полиэтиленовой оболочки газом у земли производится на 3—5% ее объема с расчетом, чтобы вертикальная скорость была равна 4—5 м/сек.

По мере подъема вверх оболочка постепенно выполняется, приобретая обычно форму шара или сочетания полусферы с конусом, а иногда и другую форму.

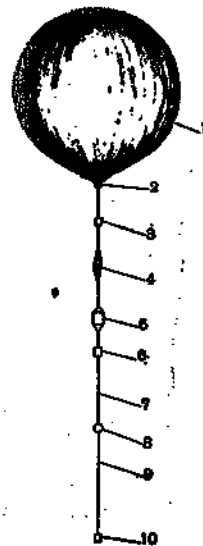


Рис. 59. Схема расположения оборудования автостратостата.

1 — оболочка, 2 — антенна, 3 — отцепное приспособление и датчик времени, 4 — парашют, 5 — радиарный отражатель, 6 — гондола с приборами и балластными, 7 — антенна, 8 — радиопередатчик, 9 — антенна, 10 — груз (0,5 кг).

§ 2. Методика аэрологических измерений при полетах автоматических аэростатов

Во время полета за аэростатом производят наблюдения с помощью радиолокаторов, радиотеодолитов и самолетов. Это дает возможность установить траекторию полета. Показания приборов передаются с помощью радиотелеметрических систем или автоматически регистрируются во время полета на самом аэростате. Находящийся в числе других приборов радиозонд через определенные интервалы времени передает сведения о давлении, температуре и влажности воздуха на уровне полета аэростата.

Дрейфующие аэростаты обычно удерживаются на заданной высоте от 1 до 7 дней. В случае длительных полетов, когда

аэростат перемещается на тысячи, а иногда десятки тысяч километров, местонахождение аэростата определяется с помощью сети пеленгирующих радиостанций.

К числу таких аэростатов, снабженных соответствующей аппаратурой, принадлежат так называемые трансозонды — трансокеанические радиозонды — основным назначением которых является информация о метеорологических условиях на уровне полета над большими пространствами океанов. В этом случае сигналы радиозондов посылаются с помощью мощного радиопередатчика. Для приема сигналов и определения местоположения трансозонда служит сеть радиопеленгационных станций, расположенных как на материке, так и в океане (на островах и кораблях). В полетах на уровне изобарической поверхности 300 мб, продолжавшихся от 2 до 4 суток, трансозонды, выпущенные в США, достигают берегов Европы или Африки, при этом перекрываются расстояния около 9000 км.

Траектории дрейфующих аэростатов или радиозондов дают возможность получить величину скорости и направление ветра и четко обрисовывают ложбины и гребни в барическом поле на уровне полета. Данные о ветре, полученные при помощи непосредственного измерения скорости движения аэростата на уровне постоянного давления, будут более точными по сравнению с результатами определения ветра при вертикальном ветровом зондировании. В последнем случае, как известно, определяется скорость ветра, средняя для отдельных слоев, скорость ветра на заданном уровне вычисляется.

Скорость ветра на некотором участке траектории полета аэростата можно определить с помощью уравнения

$$\vec{v} = \frac{\vec{r}}{t_2 - t_1}, \quad (1)$$

где $\vec{v}$ — средний вектор скорости ветра на участке траектории $\vec{r}$, определяемом положениями аэростата в моменты t_1 и t_2 .

Среднюю квадратичную ошибку в определении вектора скорости ветра σ_v можно вычислить, зная среднюю квадратичную ошибку σ_r в определении перемещения аэростата $\vec{r}$, которая зависит от векторных ошибок в определении двух последовательных положений аэростата

$$\sigma_v = \frac{\sigma_r}{t_2 - t_1}. \quad (2)$$

Относительная ошибка в определении скорости ветра, выраженная в процентах, может быть получена, согласно уравнению

$$E = \frac{\sigma_v}{v} 100 = \frac{\sigma_r}{v(t_2 - t_1)} 100. \quad (3)$$

Таким образом, относительная ошибка в определении скорости ветра, вычисленной по траектории аэростата, уменьшается с возрастанием скорости ветра и увеличением интервала времени между последовательными определениями положения аэростата.

Пользуясь данными о траектории полета, можно определить средний вектор горизонтального ускорения $\vec{A}$ аэростата. Величина $\vec{A}$ вычисляется с помощью выражения

$$\vec{A} = \frac{\vec{v}_2 - \vec{v}_1}{T}, \quad (4)$$

где $\vec{v}_1$ и $\vec{v}_2$ — векторы скорости ветра в начале и конце некоторого промежутка времени T .

Выражение (4) можно переписать, введя векторы перемещения аэростата $\vec{r}_1$ и $\vec{r}_2$ за интервалы времени τ_1 и τ_2 .

$$\vec{A} = \frac{\frac{\vec{r}_2}{\tau_2} - \frac{\vec{r}_1}{\tau_1}}{T}. \quad (5)$$

Среднюю квадратичную ошибку в определении ускорения можно найти, предположив, что перемещение аэростата определяется с одинаковой средней квадратичной ошибкой и интервалы времени одни и те же и равны τ . Тогда на основании расчетов получим формулу

$$\sigma_A = \sqrt{2} \frac{\sigma_r}{\tau T}. \quad (6)$$

При определении ускорения следует обращать внимание на то, чтобы произведение интервалов осреднения τT не было слишком большим, так как в таком случае получается большое сглаживание величины ускорения. В то же время это произведение должно быть достаточным по величине, чтобы обеспечить осреднение короткопериодных ускорений.

Из формул (2) и (6) видно, что чем больше точность определения координат аэростата, тем меньше можно взять интервал осреднения при заданной точности определения скорости и ускорения движения аэростата.

Опыт показывает, что ошибка в определении этих характеристик не будет большой, если за интервалы осреднения взять $\tau = 3-4$ час., а $T = 6-8$ час.

При полетах дрейфующих аэростатов можно получить и вертикальный разрез атмосферы ниже уровня полета. Для этого через определенные интервалы времени с помощью специального механизма производится сбрасывание с аэростата радиозондов, снабженных парашютами. Такие аэростаты могут

нести также трос длиной до 1,5 км с расположенной вдоль него научной аппаратурой.

Научная аппаратура, поднимаемая на автоматических стратостатах, дает возможность производить исследование различных физических свойств атмосферы до больших высот. С помощью автоматического электронного гигрометра точки росы можно изучать распределение водяного пара в тропосфере и стратосфере, с помощью спектрографов — концентрацию озона. Применение ионизационных камер, счетчиков и других приборов позволяет изучать интенсивность космической радиации. Возможно применение аппаратуры для исследования солнечной радиации на различных высотах.

Подъемы автоматических аэростатов можно проводить на различных широтах как на материке, так и в океане с кораблей.

Пластмассовые аэростаты с успехом используются для подъема небольших метеорологических ракет до высоты от 10 до 20 км. На этой высоте автоматически включается двигатель ракеты. Запуск ракеты с указанных высот повышает максимальную высоту ее подъема до 100 км вместо высоты 30 км, которую ракета может достигнуть при запуске с земли.

Применение пластмассовых оболочек большого объема позволяет осуществить полет человека в герметической gondole до высот, превышающих те, которые были достигнуты при полетах стратостатов в СССР и США в 1934—1935 гг.

Использование пластмассовых аэростатов уже дало важные результаты в исследовании атмосферы и получило дальнейшее развитие. В настоящее время автоматические аэростаты поднимают полезный груз весом 25 кг до высоты 40 км, а весом 1000 кг до высоты 30 км. Полеты на уровне постоянного давления могут продолжаться в течение недель.

Опыт применения пластмассовых оболочек указывает на исключительные возможности их использования в широкой области разнообразных геофизических исследований. Надо полагать, что в результате улучшения качества пластмассы и усовершенствования изготовления оболочек возможности исследования атмосферы возрастут как по достигаемой стратостатами высоте, так и по величине поднимаемого полезного груза. Наряду с оболочками больших размеров следует расширять применение оболочек небольшой кубатуры для более или менее систематических аэрологических исследований по изучению ветра и других метеорологических элементов, особенно с помощью уравновешенных шаров.

Глава IV

САМОЛЕТНОЕ ЗОНДИРОВАНИЕ АТМОСФЕРЫ

А. ПРИБОРЫ ДЛЯ САМОЛЕТНОГО ЗОНДИРОВАНИЯ АТМОСФЕРЫ И ПРОИЗВОДСТВО НАБЛЮДЕНИЙ В ПОЛЕТЕ

Самолет является очень важным средством для различных аэрологических исследований свободной атмосферы. При зондированиях атмосферы с помощью самолетов вместе с приборами может подниматься аэролог (исследователь), что дает возможность производить дополнительные наблюдения. Наибольшее значение из них имеют наблюдения над облаками. Во время зондирования аэролог может непосредственно определять высоту верхней и нижней границ облачных слоев, описывать характер их поверхности, фотографировать облака в полете, определять микроструктуру и водность облаков, вести наблюдения над явлениями обледенения, турбулентности воздуха и др.

С помощью самолетов представляется возможным специально исследовать процессы в свободной атмосфере или отдельные явления погоды, производить как ближнюю, так и дальнюю авиаразведку погоды. Такое детальное исследование атмосферы нельзя провести никаким другим аэрологическим методом.

Метод самолетного зондирования отличается еще и тем, что результаты измерений давления, температуры и влажности можно использовать сразу же после посадки самолета на аэродром и обработки метеорограммы, а результаты визуальных наблюдений над различными явлениями погоды, а также показаний приборов с визуальным отсчетом могут быть переданы по радио во время полета.

Самолеты используются для систематических ежедневных зондирований; кроме того, они могут быть использованы для специальных задач исследования атмосферы, например для проведения на высотах актинометрических, атмосферноэлектрических и других наблюдений, для изучения турбулентности атмосферы, для исследований по микрофизике облаков и т. п.

Учитывая эти задачи, можно сформулировать основные требования, которым должен удовлетворять самолет, избираемый для аэрологических целей.

Необходимо, чтобы потолок такого самолета был не ниже 8—12 км и чтобы на нем имелось оборудование для полетов в сложных метеорологических условиях, т. е. в условиях отсутствия видимости земли, сильного обледенения, сильной болтанки. Необходимо также, чтобы самолет мог принять на борт одного-двух бортаэрологов или научных сотрудников.

Для горизонтального зондирования атмосферы самолет должен обладать радиусом полета не менее 1000—1500 км.

Для бортаэролога необходима возможность кругового обзора атмосферы, его рабочее место должно быть снабжено основными навигационными приборами: компасом, анероидным высотомером и радиовысотомером, указателем скорости полета и набора высоты.

§ 1. Оборудование самолетов метеорографами

Основным сетевым прибором, которым оборудуется самолет, является метеорограф, регистрирующий давление, температуру и влажность воздуха.

Точность определения значений метеорологических элементов зависит от размещения метеорографа на самолете. Это размещение определяется необходимостью исключить влияние самолета на показания приемников метеорологических элементов прибора и влияние тряски на качество записи. Кроме того, метеорограф и его крепление не должны сколько-нибудь заметно ухудшать аэродинамические качества самолета.

Разрешение этой задачи усложняется тем, что метеорограф нельзя помещать в фюзеляже самолета. Прибор нельзя также помещать в струе воздуха, идущей от двигателя и винтов (винтомоторных самолетов), и воздух до подхода к метеорографу не должен соприкасаться с поверхностью самолета. В месте крепления чувствительных элементов метеорографа деформация потока, обусловленная обтеканием профиля самолета, должна быть минимальной, а лучше, чтобы прибор находился вне деформированного потока.

Размещение и способ крепления метеорографа определяются типом самолета, используемого для зондирования атмосферы.

При обтекании плоскости крыла самолета над ней имеет место понижение статического давления относительно атмосферного, а под ней — относительное повышение давления. Эта разность давлений и создает подъемную силу крыла. Размещение метеорографа над плоскостью приведет к тому, что показания приемника давления будут ниже истинного значения атмосферного давления на высоте полета. Размещение его непосредственно

под плоскостью самолета приведет к тому, что показания приемника давления окажутся выше атмосферного давления. В бипланных полукоробках происходит переход распределения давления от пониженного относительно окружающей атмосферы над нижней плоскостью самолета до повышенного под верхней плоскостью. Естественно, что в какой-то точке между плоскостями давление должно быть практически равно истинному, неискаженному атмосферному давлению. Теоретические и экспериментальные исследования показали, что эта точка расположена примерно на расстоянии $\frac{2}{3}h$ высоты между плоскостями биплана. Поэтому размещение метеорографа в этом месте удовлетворяет указанным выше требованиям.

На самолетах-бипланах типа АН-2 метеорографы можно размещать в бипланных полукоробках, на передней и средней стойках, на расстоянии $\frac{2}{3}h$ высоты h между плоскостями, считая от нижней плоскости (рис. 60).

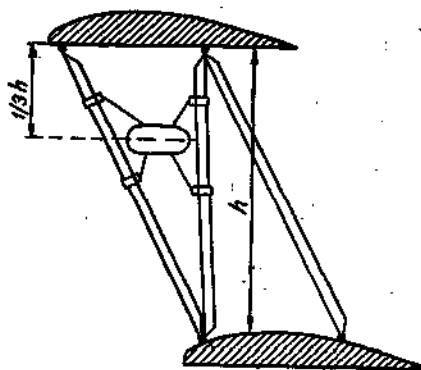


Рис. 60. Крепление метеорографа на самолете-биплане.

Метеорограф должен быть расположен в горизонтальной плоскости так, чтобы его нижняя поверхность была строго параллельна верхней плоскости самолета, а вентиляционная шахта с приемниками метеорологических элементов — вдоль линии полета; при этом перья должны лежать на барабане.

Более сложным является размещение метеорографа на моноплане, особенно скоростном. Благодаря большой скорости полета аэродинамическое поле вокруг такого самолета выражено весьма резко, но и в этом случае необходимо выбирать такое место для крепления метеорографа, чтобы прибор не оказался в поле с искаженным давлением, не был под влиянием струи от винта и мотора, а также не подвергался вибрации, искажающей запись на ленте.

Как показали специальные исследования А. Т. Бергуна, обтекание профиля метеорографа потоком воздуха может вызвать внутри шахты изменение статического давления. При выборе места крепления метеорографа на самолете следует стремиться к взаимной компенсации изменений статического давления внутри метеорографа и вне его, в поле скорости вокруг профиля крыла, с таким расчетом, чтобы статическое давление внутри шахты было равно атмосферному давлению. Это освобождает

от необходимости введения поправок на давление и упрощает поправки к температуре.

Наилучшим является размещение метеорографа на скоростном моноплане впереди крыла, на специальном кронштейне. На двухмоторных самолетах метеорограф располагается впереди носовой части только тогда, когда крепление его к крылу невозможно.

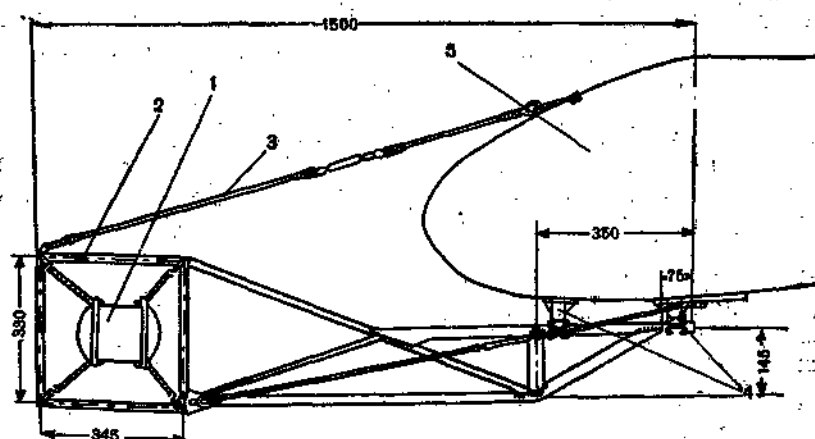


Рис. 61. Крепление метеорографа к плоскости самолета.

1 — метеорограф, 2 — рама метеорографа, 3 — трос, 4 — кронштейн, 5 — крыло самолета.

Кронштейн так укрепляется к крылу самолета, чтобы у него не было вибраций в полете. На переднем конце кронштейна имеется прочная рама из дюралюминия, внутри которой на четырех амортизаторах подвешивается метеорограф. Длина кронштейна, а тем самым и расстояние метеорографа от передней кромки крыла вдоль хорды последнего, зависит от профиля крыла. Чем больше относительная толщина крыла, тем больше должно быть это расстояние.

Расстояние метеорографа от передней кромки крыла самолета обычно колеблется для различных типов самолетов от 65 до 80 см, так как здесь статическое давление практически равно атмосферному давлению на высоте полета.

На рис. 61 и 62 показаны способы крепления метеорографа к крылу или носовой части самолета.

В качестве амортизаторов следует брать резиновые многослойные тяжи с внешней нитяной оплеткой диаметром не менее 8—10 мм, имеющие прочность, достаточную, чтобы выдержать нагрузку 35—40 кг, без растяжения до предела. Во избежание

обрыва прибора нельзя производить полет со слабо натянутыми амортизаторами, особенно передними, принимающими на себя основную нагрузку в полете.

Термометры сопротивления, применяемые для измерения температуры воздуха при самолетном зондировании атмосферы, могут быть прикреплены на кронштейнах либо к передней части

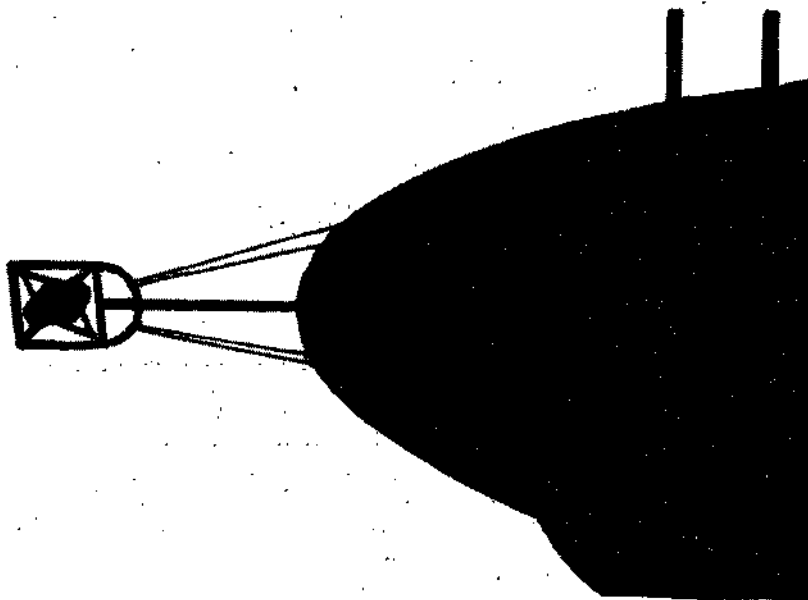


Рис. 62. Крепление метеорографа на кронштейне впереди носовой части самолета.

фюзеляжа самолета, либо впереди крыла. Удаление места размещения зависит от толщины слоя возмущения в потоке вдоль фюзеляжа. На рис. 63 для примера дан схематический контур фюзеляжа самолета ИЛ-14 и показана зона возмущения потока, на внешней границе которой характеристики потока совпадают с характеристиками на бесконечности.

Практически зона возмущения совпадает с пограничным слоем и ее толщина растет вдоль фюзеляжа по направлению от носовой к хвостовой части примерно как $\sqrt{L}$, где L — расстояние от носовой части фюзеляжа, достигая у последнего окна пассажирской кабины приблизительно 20 см. На внешней границе возмущенного слоя над точкой 2 скорость на 10% больше,

а над точкой 3 — на несколько процентов меньше, чем скорость полета.

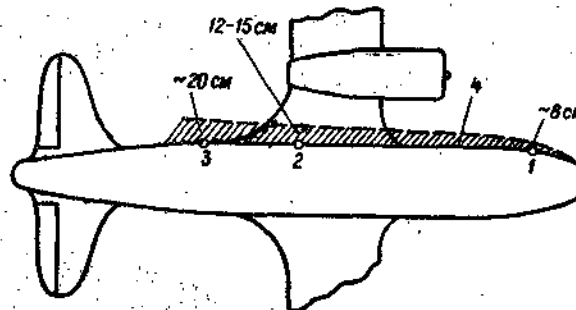


Рис. 63. Схема зоны возмущения потока вблизи фюзеляжа самолета ИЛ-14.

1 — боковое окно первого пилота, 2 — третье окно пассажирской кабины, 3 — последнее окно пассажирской кабины, 4 — зона возмущения.

§ 2. Режим полета во время зондирования атмосферы

При проведении зондирования свободной атмосферы на любом самолете на показания термометра или гигрометра оказывают влияние как воздушная скорость самолета, так и скорость подъема и спуска. Чем больше скорость самолета, а также скорость подъема и спуска, тем больше погрешность в определении температуры и влажности воздуха.

Рассмотрим сначала влияние скорости подъема или спуска самолета на измерения температуры и влажности воздуха. При большой скорости набора высоты приемники температуры и влажности не успевают вследствие инерции принять соответственно температуру и влажность окружающего воздуха на высоте полета. Действительно, отклонение температуры (и аналогично влажности), показываемое метеорографом, от истинной температуры воздуха (см. § 5 гл. II) равно

$$\Delta T = \lambda \frac{dT_n}{dh} \frac{dh}{dt}. \quad (1)$$

Здесь $\frac{dh}{dt}$ представляет собой скорость набора высоты самолетом, $\frac{dT_n}{dh}$ — изменение показаний термометра с высотой, λ — коэффициент инерции.

Полагая значение $\frac{dT_n}{dh}$ достаточно близким к значению вертикального градиента температуры воздуха, можно заключить, что погрешность в определении температуры воздуха на высоте

тах тем больше, чем более резко изменяется температура воздуха с высотой и чем больше скорость подъема самолета.

Среднее значение вертикального градиента температуры воздуха равно $0,6^\circ/100 \text{ м}$, а коэффициент инерции приемника температуры самолетных метеорографов составляет примерно 25—60 сек. При скорости набора высоты, равной 3 м/сек , погрешность в определении температуры воздуха может достигать $0,45—1,80^\circ$; при скорости набора высоты, равной 10 м/сек , погрешность уже будет $1,6—6,0^\circ$.

Эти примеры также показывают, как важно иметь в метеорографах малоинерционные приемники температуры. Такие приемники позволяют увеличить скорость подъема самолета при вертикальном зондировании атмосферы, сократить время, необходимое для зондажа, и сделать этот вид аэрологических наблюдений более экономичным. Действительно, если коэффициент инерции приемника температуры равен 5 сек., то при скорости набора высоты 10 м/сек погрешность была бы не больше $0,3^\circ$. Отсюда следует, что недопустимо при применении обычных метеорографов набирать высоту со скоростью, превышающей $3,0 \text{ м/сек}$. Полет должен проводиться в режиме непрерывного и плавного набора высоты, так как резкие изменения в режиме подъема могут привести к искусственным изломам термограммы.

Для самолетов типа ЛИ-2 или ИЛ-14 установлен следующий режим набора высоты:

до 1000 м	4,0—3,0 м/сек
1000—2000 "	3,0—2,5 "
2000—3000 "	2,5—2,0 "
3000—4000 "	2,0—1,5 "
4000—5000 "	1,5—1,0 "
5000—6000 "	1,0—0,5 "

Если записи на метеорограмме при спуске не обрабатываются, то спуск можно производить со скоростью, допустимой для данного самолета.

Вторым весьма важным фактором, как это уже было указано, определяющим режим полета при вертикальном и горизонтальном зондировании атмосферы, является воздушная скорость полета. Чем больше скорость самолета, тем интенсивнее вентиляция приемников температуры и влажности и, следовательно, меньше влияние инерции последних. Но, с другой стороны, большие скорости обтекания приемников приводят к повышению их температуры. В результате этого показания термометра будут выше температуры набегающего потока воздуха, а измеренная влажность — ниже истинной относительной влажности воздуха в атмосфере.

Погрешность в определении температуры, как известно, прямо пропорциональна квадрату скорости полета. При больших скоростях самолетов она может достигать нескольких градусов. При

этом погрешность в определении относительной влажности воздуха составит 10—15%.

Инерция указателя скорости полета отличается от величины инерции приемника температуры, поэтому колебания скорости полета самолета могут вызвать значительные ошибки в определении истинной скоростной поправки к показаниям термометра и гигрометра метеорографа. Отсюда вытекает необходимость обеспечить максимально возможное постоянство воздушной скорости полета самолета.

Для самолета типа ЛИ-2 установлен следующий режим для воздушной скорости полета:

до высоты 1000 м	185—180 км/час
1000—2000	175—170
2000—3000	170—165
3000—4000	165—150
>4000	150—145

Разность между температурой приемника и температурой набегающего потока воздуха может быть вычислена по формуле

$$\Delta T = k_t v_0^2 \frac{\rho_0}{\rho_z}, \quad (2)$$

где v_0 — скорость полета по указателю скорости самолета, ρ_0 — плотность воздуха у земли, ρ_z — плотность воздуха на высоте полета, а k_t — коэффициент восстановления, зависящий от конструктивных особенностей метеорографа.

Значение коэффициента k_t нетрудно определить в полете. Для этого необходимо в безоблачную погоду (на одной и той же высоте) провести полет на двух резко отличных скоростях, например 200 и 350 км/час. Продолжительность полета с каждой скоростью должна быть не меньше 3—5 мин. Положим, что температура воздуха на высоте за время полета не изменилась, тогда разность показаний приемника температуры будет прямо пропорциональна разности квадратов скоростей полета; коэффициент пропорциональности и представляет собой значение k_t .

Действительно, пусть показание термометра при скорости полета v_1 равно T_1 , а при скорости полета v_2 — соответственно T_2 , тогда можно составить два уравнения:

$$T_1 - T = k_t v_1^2 \frac{\rho_0}{\rho_z},$$

$$T_2 - T = k_t v_2^2 \frac{\rho_0}{\rho_z},$$

где T — истинная температура воздуха на высоте z .

Решая эту систему уравнений относительно k_t , получим, что

$$k_t = \frac{T_1 - T_2}{v_1^2 - v_2^2} \frac{\rho_z}{\rho_0}. \quad (3)$$

Чтобы определение проходило в условиях с почти неизменной температурой, полет следует проводить в безоблачную погоду по кругу радиусом не больше 50—60 км. Кроме того, для обеспечения достаточной точности определения величины k_t необходимо, чтобы разность скоростей полета была не меньше 60—80 км/час.

На рис. 64, на котором представлена зависимость перегрева приемника температуры метеорографа СМ-43 от скорости полета, видно, что при скорости полета 400 км/час перегрев составляет 5°.

Повышение температуры в пограничном слое у приемника влажности приводит к понижению относительной влажности воз-

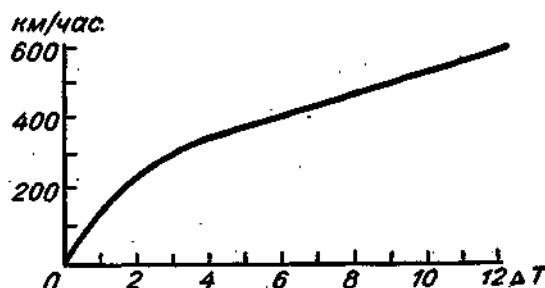


Рис. 64. Зависимость перегрева приемника температуры метеорографа СМ-43 от скорости полета.

духа в непосредственном окружении приемника. Пользуясь выражением (2) этого параграфа и формулой (75) § 7 гл. II, получим величину погрешности определения относительной влажности воздуха

$$\Delta u = 13,68 k_t \frac{u'}{T} v_0^2 \frac{p_0}{p_z}. \quad (4)$$

Из формулы (2) и (4) следует, что для получения истинных значений температуры и влажности воздуха совершенно необходимо знать скорость полета самолета. Поэтому в метеорографах желательно иметь регистратор скорости.

Из изложенного следует, что при зондировании атмосферы на скоростных самолетах режим набора высоты имеет еще большее значение, чем при зондировании на нескоростных самолетах, так как суммарное завышение температуры приемником при подъеме может привести к столь большому сглаживанию хода температуры воздуха с высотой, что термограммой не будут отмечены многие важные особенности в стратификации атмосферы.

Вертикальное зондирование должно производиться в районе аэродрома по кругу с постоянным углом набора высоты. Для скоростных самолетов крен не должен превышать 25°.

§ 3. Самолетные метеорографы

Самолетный метеорограф в принципе не отличается от метеорографов, применяемых для зондовых и аэростатных подъемов.

Дополнительными требованиями к устройству самолетных метеорографов являются:

1) прочность конструкции, так как в полете приборы испытывают значительные механические перегрузки;

2) удобообтекаемость внешней формы метеорографа, для того чтобы, во-первых, уменьшить деформацию потока вокруг прибора, а во-вторых, чтобы прибор не ухудшал в полете сколько-нибудь существенно аэродинамические качества самолета;

3) наличие устройства для крепления прибора на самолете;

4) перья на барабане должны располагаться в горизонтальной плоскости и быть уравновешенными, чтобы благодаря ослаблению действия вибрации самолета, развивающейся главным образом в вертикальной плоскости, обеспечить четкую запись показаний приемников метеорологических элементов;

5) часовой механизм должен обеспечить надежное вращение барабана и при отрицательных температурах до -60° и иметь переключатель для изменения скорости вращения барабана.

6) прибор необходимо снабдить дистанционным отметчиком времени;

7) чувствительность приемников должна быть повышенной в 1,5—2 раза по сравнению с зондовыми метеорографами, особенно у приборов, предназначенных для горизонтального зондирования атмосферы.

1. Самолетный метеорограф СМ-43. На рис. 65 изображен внутренний вид метеорографа СМ-43, используемого при зондировании атмосферы с помощью самолета. Приемники метеорологических элементов в этом приборе размещены в вентиляционной шахте, имеющей во входном отверстии решетку.

Приемником давления служат две anerоидные коробки 1, поставленные ребром к потоку и связанные с осью пера 2 при помощи рычагов и тяг. Чувствительность приемника давления 12—15 мб на 1 мм ординаты записи.

Приемником температуры служит биметаллическая пластинка 3, изогнутая в виде буквы С и расположенная ребром к воздушному потоку. Изменение изгиба термоприемника передается на ось пишущего пера 4 с помощью рычага и тяги. Чувствительность приемника температуры 0,8—1,1° на 1 мм ординаты записи.

Приемником влажности является пучок обезжиренных волос 5, который соединен с пером 6. Чувствительность приемника влажности 5—6% на 1 мм ординаты записи.

Метеорограф СМ-43 снабжен неподвижным контрольным пером 9. Запись производится царапанием игл перьев по покрытой

сажей ленте на барабане 7. Для регулировки нажима перья снабжены винтами. Перья имеют противовесы и приспособления для проведения начальных дуг без нагрузки на приемники метеорологических элементов, а соединения рычагов и тяг снабжены спиральными пружинами для выбирания мертвого хода.

Барабан приводится во вращение часовым механизмом, установленным на нижней плате прибора. Барабан закрепляется на оси часового механизма с помощью фрикционного приспособления, шуцерной гайки и пружинного кронштейна 8. Фрикционное приспособление позволяет вращать барабан без включения

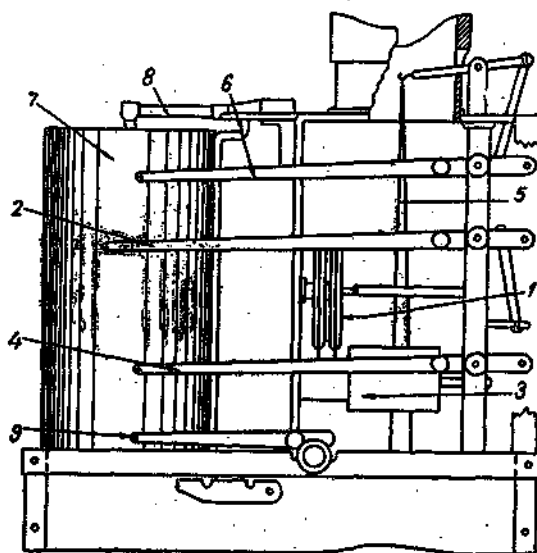


Рис. 65. Самолетный метеорограф СМ-43.

шестеренок часового механизма, поэтому при проведении начальных дуг приходится придерживать барабан рукой во избежание нарушения синхронности дуг. Для снятия барабана с оси часового механизма достаточно поднять кронштейн и отвернуть шуцерную гайку. Время оборота барабана можно регулировать с помощью шестерен часового механизма на 2, 4 и 6 час.

Метеорограф имеет арретир для подъема и опускания перьев на барабан, связанный с арретиром часового механизма. Это позволяет, опуская перья на барабан, одновременно включать часовой механизм. При подъеме перьев выключается часовой механизм. Недостатком метеорографа СМ-43 является отсутствие контактного пера, необходимого для отметки моментов времени наблюдений в полете.

Приемно-регистрирующая часть метеорографа вставляется в кожух, состоящий из крышки и коробки, которые соединяются

между собой с помощью двух зажимных винтов с конусными гайками. Кожух имеет сверху закрытое целлулоидом смотровое окно (против барабана), служащее для контроля положения перьев, два отверстия (против шахты) для воздушного потока, а также отверстия для арретира и заводного ключа часового механизма. На коробке кожуха есть четыре скобы с восемью ушками для закрепления карабинов амортизаторов.

В полете прибор находится в горизонтальном положении: решеткой шахты против потока и смотровым окном кверху.

Перья расположены сверху на барабане в горизонтальном положении.

2. Самолетный метеорограф А-10. Рассмотрим теперь особенности устройства самолетного метеорографа А-10 (рис. 66). В этом приборе приемником давления служит блок мембранных барокоробок 1 с термокомпенсатором 12 в виде биметаллической скобы. Две иглы 13, заостренные с обоих концов, входят в углубления биметаллической скобы и центрального стержня блока барокоробок и передают бароблоку усилия от прогиба биметаллической скобы, обеспечивая необходимую термокомпенсацию. Свободный конец бароблока связан с осью пера 2 с помощью тяги. Чувствительность приемника давления 6—8 мб на 1 мм ординаты записи. Точность измерений составляет ± 3 мб.

Приемником температуры служат две биметаллические пластинки 3 толщиной 0,5 мм из маломангнитной стали и стали-инвара, выполненные в виде неполных колец, изогнутых по дуге окружности с центральным углом, равным 270° , соединенных общей тягой с записывающим пером 4. Биметаллические пластинки размещены симметрично относительно оси шахты прибора. Чувствительность приемника температуры $0,7—0,9^\circ$ на 1 мм ординаты записи. Точность измерений равна $\pm 0,5^\circ$.

Узлы давления и температуры в метеорографе А-10 являются автономными. Узел давления располагается на основной плате прибора и закрепляется на ней с помощью трех невыпадающих винтов. На верхней части основной платы укрепляется передаточный механизм узла температуры, а с нижней стороны этой платы крепятся биметаллические пластинки.

Приемником влажности является, как и в метеорографе СМ-43, волосной гигрометр 5, соединенный с пером 6, представляющий собой натянутые в шахте прибора между двумя планками шесть отдельных пучков по пять или восемь волосков в каждом. Чувствительность приемника влажности 4—8% на 1 мм ординаты записи. Точность измерений равна $\pm 7\%$. Узел влажности снабжен специальным арретиром, с помощью которого можно ослабить натяжение пучков волос, предохраняя их от излишнего растяжения при транспортировке.

Прибор снабжен измерителем воздушной скорости полета самолета, состоящим из капиллярной трубки типа Пито 9 и мем-

бранной коробки 7 с повышенной эффективной поверхностью. Измеритель скорости соединен с пером 8. Чувствительность измерителя скорости 12—15 км/час на 1 мм ординаты записи.

Стрелки приемников давления, температуры и влажности имеют на концах балансные грузики и винты для регулирования их нажима.

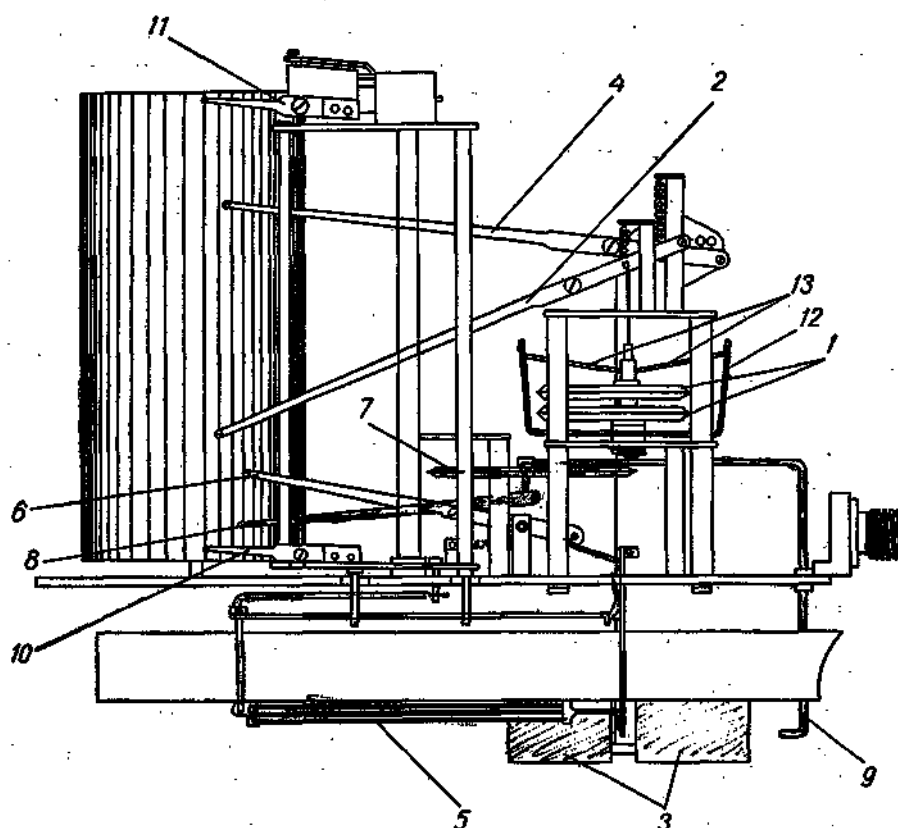


Рис. 66. Метеорограф А-10.

Прибор снабжен неподвижным контрольным пером 10, а также реле с пером 11 для дистанционной отметки на ленте барабана моментов наблюдений особых явлений в полете.

Барабан приводится во вращение часовым механизмом, обеспечивающим возможность получения трех различных скоростей вращения: один оборот барабана за 2, 4 или 6 час. Арретир для подъема и опускания перьев на барабан связан с пусковым арретиром часового механизма.

Кожух обтекаемой формы, в который вставляется прибор, состоит из двух полукоробок, соединяющихся при помощи стержня, установленного на плате прибора, и навертывающейся на него гайки, укрепленной на крышке прибора. В кожухе против перьев имеется смотровое окно, закрытое целлулоидом.

§ 4. Самолетный электрометеорограф

Самолетные метеорографы обладают сравнительно малой чувствительностью и требуют сложной предполетной подготовки. Сложной является также, как это будет видно далее, обработка записей этих приборов.

Повышение чувствительности и точности измерений возможно

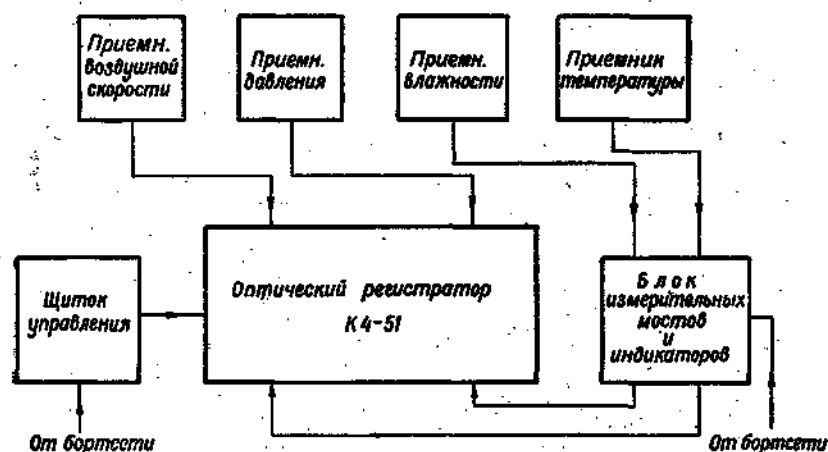


Рис. 67. Блок-схема электрометеорографа.

путем применения малонерционных приемников метеорологических элементов и немеханических способов индикации, когда исключается трение в осях и сочленениях прибора, между стрелками и бумагой, на которой производится запись.

К приборам такого рода можно отнести электрометеорограф, разработанный в Центральной аэрологической обсерватории. В этом приборе (рис. 67) измерение температуры производится с помощью специального термометра сопротивления, влажности — пленочным гигрометром, давления — авиационным барометром типа НУ-8202. Регистрация показаний осуществляется на фотобумаге¹ оптическим регистратором К4-51. Электрометеорограф снабжен также манометрическим измерителем воздушной скорости самолета НУ-8206.

¹ Обработка фотобумаги производится проявителем № 1 (ментол 1 г, безводный сульфит натрия 26 г, гидрохинон 5 г, сода безводная 20 г, бромистый калий 1 г, вода 1 л) и обычным закрепителем (250 г гипосульфита на 1 л воды).

Рассмотрим устройство отдельных элементов электрометеорографа. Как это видно на рис. 67, оптический регистратор К4-51 позволяет одновременно регистрировать четыре различных параметра. Он питается от бортовой электрической сети самолета 27 в и (с включенным обогревом) потребляет ток 10 а.

Оптическая схема регистратора приведена на рис. 68. Луч от источника света 1 (лампы накаливания) попадает на точечную диафрагму 2 и проецируется объективом 4 при помощи призмы 3 и зеркала 5 на фотобумагу, движущуюся в плоскости изображения. Повороты зеркала, связанного со свободным концом барометрических коробок приемника давления или рамкой гальванометров регистратора, вызывают отклонение луча в направлении, перпендикулярном направлению перемещения фотобумаги. Величина отклонения луча характеризует изменения измеряемых величин (метеорологических элементов и др.).

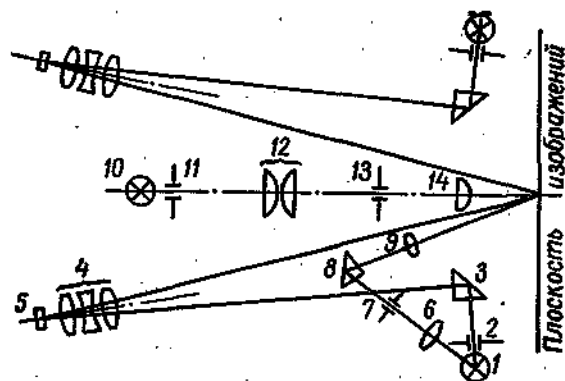


Рис. 68. Оптическая схема самописца К4-51.

Базисная линия на фотобумаге получается благодаря тому, что луч от источника света 1, проходящий через конденсатор 6 и точечную диафрагму 7, проецируется в виде точки объективом 9 при помощи призмы 8 на середину фотобумаги. При передвижении фотобумаги на ее середине после проявления остается след в виде непрерывной линии.

Отметки времени и явлений, наблюдаемых в полете, получают с помощью светового луча от импульсного источника 10, который, пройдя через щелевую диафрагму 11, цилиндрический конденсатор 12, вторую щелевую диафрагму 13, проецируется объективом 14 на фотобумагу в виде отрезка (штриха), перпендикулярного базисной линии. Включение источника света 10 производится специальными электрочасами либо при нажатии кнопки на пульте управления прибором.

Для регулирования положения световых точек предусмотрен специальный лабораторный экран, который вставляется в све-

товое окно обоймы фотокассеты таким образом, что он оказывается на месте фотобумаги.

Кассета вмещает 10 м непрерывной фотобумаги шириной 120 мм и чувствительностью не ниже 200°. Скорость перемещения фотобумаги регулируется с помощью специального редуктора и может быть равна 10, 5, 1, 0,5, 0,1 и 0,05 мм/сек. Отклонение скорости перемещения от этих величин не превышает $\pm 3\%$.

Кинематическая схема оптического самописца приведена на рис. 69. Гальванометрические приемники, используемые для регистрации электрических величин, состоят из магнита и рамки,

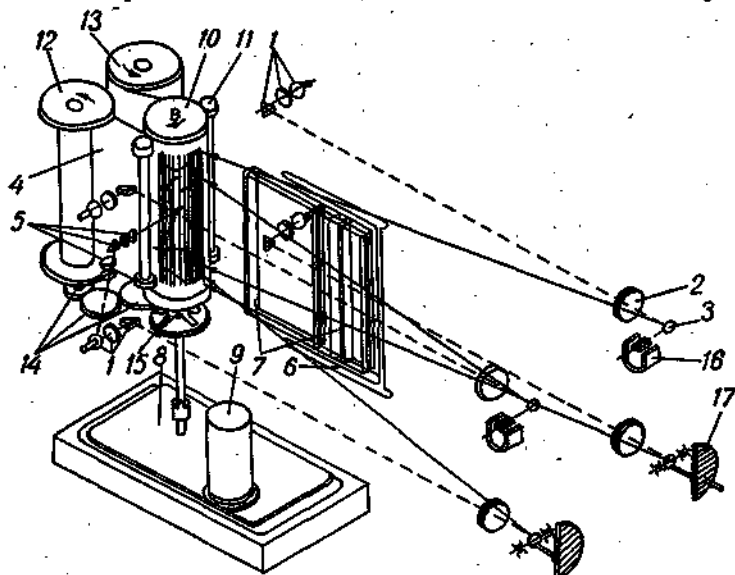


Рис. 69. Кинематическая схема оптического самописца К4-51.

1 — осветитель, 2 — объектив, 3 — зеркало намерительного элемента, 4 — фотобумага, 5 — оптическая схема записи нулевой линии, 6 — гелиевая лампа, 7 — оптическая система отметчика времени, 8 — редуктор, 9 — электродвигатель, 10 — ведущий вал, 11 — ролик, 12 — наматывающая шпулька, 13 — сматывающая шпулька, 14 — зубчатая передача от ведущего ролика и наматывающей шпульки, 15 — фрикцион наматывающей шпульки, 16 — гальванический приемник, 17 — приемник давления.

повешенной на бронзовых растяжках в виде рессоры. Сердечник из мягкого железа помещен внутри рамки, а на держателе рамки крепится зеркальце. Время успокоения подвижной системы гальванических приемников равно 0,25 сек. Пределы измерений по силе тока от -1 до $+1$ ма, а по величине напряжения от -10 до $+10$ в. Погрешность регистрации величины силы тока гальванометрическим приемником равна $+1\%$ при температуре среды, окружающей оптический регистратор, от -40 до $+50^\circ$ (с включенным обогревом прибора), а напряжения $\pm 4\%$.

Самописец снабжен узлом мостов сопротивлений, предназна-

ченных для регистрации неэлектрических величин, преобразованных в электрический ток. Для измерения температуры, влажности и других параметров при помощи термометров сопротивлений или потенциометров провода подключаются через мостовую схему к гальванометрам.

Рассмотрим теперь устройство термометра сопротивления электрометеорографа. Он представляет собой модификацию экранированного термометра В. А. Зайцева и А. А. Ледоховича. Приемная часть термометра (рис. 70) представляет собой цилиндрический ребристый текстолитовый каркас с намотанной на него платиновой проволокой диаметром 70 мк. Номинальное со-

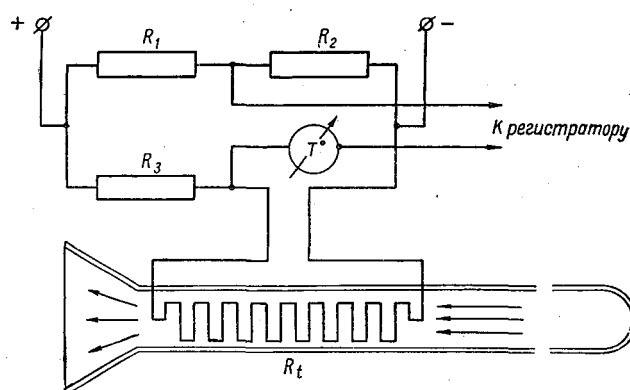


Рис. 70. Принципиальная схема термометра сопротивления.

R_t — приемная часть термометра, R_1, R_2, R_3 — калиброванные сопротивления.

противление при температуре 0° равно 800—1000 ом. Дифференциальный мост собран по схеме небалансного моста, элементы которого состоят из калиброванных сопротивлений, не зависящих от изменения температуры. В диагональ моста включается гальванометр оптического регистратора К4-51. Для визуальных отсчетов температуры последовательно с гальванометром соединяется стрелочный индикатор.

Чувствительность термометра сопротивления электрометеорографа равна 0,3—0,4° на 1 мм ординаты записи на фотобумаге. Электрометеорограф имеет два диапазона измерений по температуре. Переключение диапазонов производится с помощью тумблера на блоке измерительных мостов и индикаторов. Термометр помещен в защитную трубку, переходящую в конусообразный диффузор. На расстоянии пяти диаметров от передней части носика трубки имеются боковые щели для входа наружного воздуха. Защитная трубка обеспечивает при полетах в облаках и осадках фильтрацию воздуха, попадающего в щели, от капель, так как последние по инерции пролетают мимо щелей.

Защитная трубка укрепляется на обтекаемой стойке, имеющей высоту 50 см, через которую проходят соединительные провода к блоку измерительных мостов и индикаторов, подвешенному на амортизаторах к приборной доске бортазролога. Стойка с помощью фланца крепится к фюзеляжу самолета. Высота стойки 50 см достаточна для термометров и гигрометров электрометеорографа, устанавливаемых не только на самолетах типа ЛИ-2 или ИЛ-14, но и на реактивном самолете ИЛ-28, используемом в качестве зондировщика атмосферы.

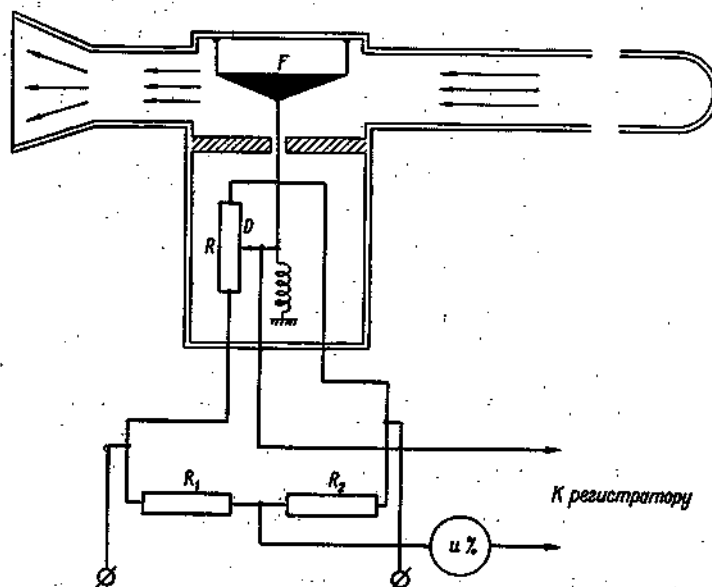


Рис. 71. Принципиальная схема электрогигрометра.
 F — мембрана, D — движок потенциометра, R — сопротивление потенциометра, R_1, R_2 — калиброванные сопротивления.

Следует отметить, что термометры чувствительны к ориентровке в потоке. При углах атаки, не превышающих $\pm 12^\circ$, погрешность в величине коэффициента восстановления очень мала и ею можно пренебречь. При больших углах атаки погрешность растет, особенно у термометров, размещенных внутри диффузорных насадков. При углах атаки порядка $\pm 25^\circ$ погрешность достигает 10—15%. При этом с увеличением угла атаки происходит уменьшение коэффициента восстановления. Отсюда следует, что установке термометра на самолете должно быть уделено должное внимание.

Как уже указывалось, приемником влажности служит животная пленка. Она натянута в виде мембраны F (рис. 71) и с помощью тяги соединяется с движком D потенциометра, включен-

ного в схему измерительного моста. Последовательно с гальванометром оптического регистратора включен стрелочный индикатор для визуального отсчета значения влажности. При изменении влажности воздуха происходит изменение упругости пленки и в связи с этим смещение движка потенциометра, что приводит к повороту рамки гальванометрического приемника оптического самописца и изменению положения световой точки относительно базисной линии на фотобумаге. Чувствительность гигрометра электрометеорографа составляет $3 \div 5\%$ на 1 мм ординаты записи на фотобумаге.

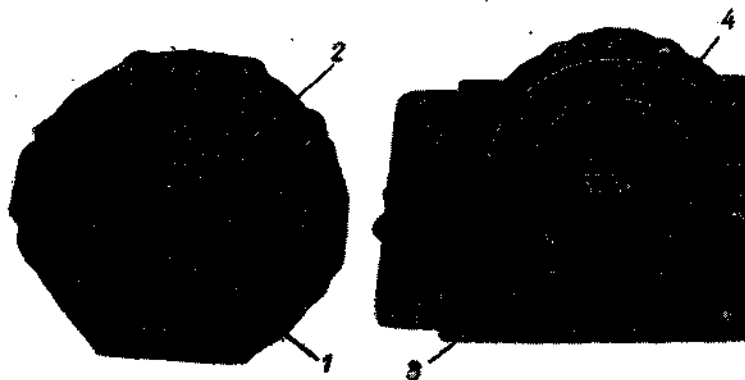


Рис. 72. Приемник давления НУ-8202.

1 — барометрическая коробка, 2 — рычажный механизм с зеркалом, 3 — крышка, 4 — линза.

Приемник влажности, как и термометр, снабжен защитным обтекателем, и поток воздуха, омывающий пленку, также отфильтровывается от капель облаков и осадков. Обтекатель датчика влажности укреплен на той же стойке, что и обтекатель температуры. Внутри стойки проходят провода, соединяющие потенциометр датчика влажности с блоком измерительных мостов.

Приемник давления типа НУ-8202, заключенный в герметический корпус, состоит (рис. 72) из барометрической коробки 1, рычажного механизма с зеркальцем 2 и крышки 3. В крышке крепится линза 4 объектива самописца К4-51. Приемник давления снабжен биметаллическим термокомпенсатором. К штуцеру герметического корпуса с помощью дюритового шланга подводится статическое давление от трубки Пито или других типов приемников воздушных давлений (ПВД). Точность измерения давления зависит от ориентировки набегающего потока воздуха относительно направления продольной оси ПВД. Погрешность возрастает с увеличением угла α между направлением потока и осью ПВД. Исследования в аэродинамической трубе показали, что при углах $\alpha = 10^\circ$ погрешность достигает 10% величины статического давления, а при $\alpha = 20^\circ - 20\%$.

Регистрация скорости полета самолета осуществляется с помощью манометрического приемника давления НУ-8206. Этот прибор устроен так же, как и приемник давления НУ-8202, но имеет два штуцера для подвода статического давления в герметический корпус и динамического давления внутрь барометрической коробки. Принцип действия указателя скорости будет рассмотрен в следующем параграфе. Данные о точности измерений различных параметров с помощью электрометеорографа приведены в табл. 12. В этой же таблице для сравнения даны сведения для самолетных метеорографов СМ-43, А-10, а также аэростатных метеорографов ЦАО и ГГО.

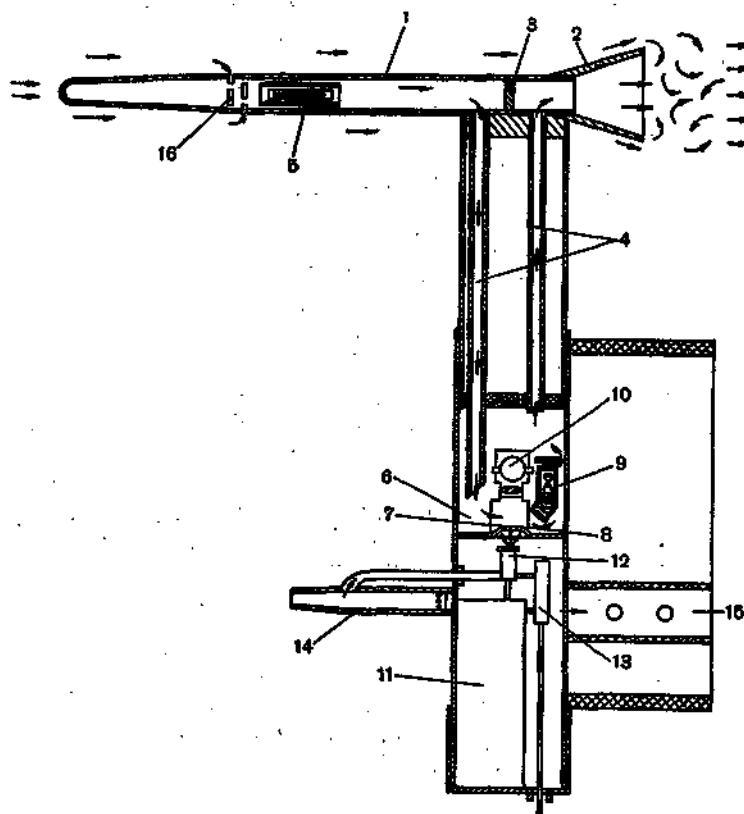
Таблица 12

Параметр	Тип прибора				
	СМ-43	А-10	электро-метеорограф	аэростатные метеорографы	
				ЦАО	ГГО
Давление					
Чувствительность записи, мм/мм	10—12	6—8	6,0	6—8	1,5—2,0
Средняя квадратичная погрешность, мм	±4	±3	±2, ±3	±1,1	±0,3
Температура					
Чувствительность записи, град/мм	0,8—1,2	0,7—0,9	0,3—0,4	0,6—0,8	0,3—0,4
Средняя квадратичная погрешность, град.	±0,8	±0,5	±0,4	±0,2	±0,12
Влажность					
Чувствительность записи, %/мм	3—10	4—8	3—5	3—5	1—2
Средняя квадратичная погрешность, %	±7, ±10	±7	±2, ±4	±1,5	±1,5
Скорость полета					
Чувствительность записи, км/час на 1 мм	—	12—14	8—10	—	—

§ 5. Дистанционный самолетный термогигрометр А. А. Ледоховича и В. А. Зайцева

Этот прибор дистанционного действия дает возможность измерять температуру и влажность воздуха и получать данные измерений непосредственно в полете. Кроме того, с помощью высотомера и указателя скорости, соединенного с ПВД, наблюда-

Измерения температуры термомонографом производятся с помощью термометра сопротивления, измерение влажности — по методу точки росы. Термометр и гигрометр включены в схему равновесных мостов, причем равновесное состояние отмечается



электромагнитным нульгальванометром. Для определения момента появления конденсата на зеркале гигрометра применяется фотоэлектрический индикатор.

Прибор состоит из стойки и футляра с электроизмерительными приборами. Стойка помещена вне кабины в верхней части фюзеляжа самолета. В верхней части стойки (рис. 73) располагается общая защитная трубка 1, передняя часть которой имеет обтекаемую форму, а тыловая часть представляет собой диффузор 2. Внутри защитная трубка разделена перегородкой 3 на две

части, которые соединяются между собой воздухопроводами 4 через камеру гигрометра. Электрический термометр сопротивления 5, помещенный внутри общей защитной трубки, представляет собой текстолитовый каркас с намотанной на нем медной проволокой.

В средней части стойки размещена камера гигрометра 6. На нижнем основании камеры установлено хромированное зеркало 7 с вмонтированным внутри него термометром сопротивления 8. В камере гигрометра укреплена лампочка подсветки 9 и фотоэлемент 10 с фокусирующими линзами.

В нижней части стойки расположена система охлаждения, состоящая из бачка 11 с охладителем (эфир, хлористый этил), распылителя 12, игольчатого крана 13 и напорного воздухопровода 14. Управление краном осуществляется при помощи гибкого троса длиной 2 м. Для распыления охлаждающей смеси используется динамическое давление, образуемое воздушным потоком в передней части стойки, и некоторое разряжение в тыловой части, где расположен обтекатель 15.

Термометр сопротивления установлен так, что, когда он находится в потоке воздуха, облачные и дождевые капли пролетают по инерции мимо щелевых отверстий 16, прорезанных в защитной трубке. Очищенный от капель воздух при помощи диффузора втягивается в щели внутрь трубки и вентилирует находящийся там термометр со скоростью, равной 16% воздушной скорости самолета. Благодаря такого рода экранированию термометр не смачивается облачными и дождевыми каплями и при достаточной вентиляции позволяет измерять температуру воздуха в облаках и в зонах осадков и обледенения без занижения за счет испарения воды или льда с поверхности приемника.

Для измерения влажности зеркало гигрометра охлаждается путем распыления форсункой охладителей до появления на нем конденсата. Момент появления конденсата отмечается фотоэлектрическим индикатором; температура зеркала в этот момент измеряется термометром сопротивления с помощью равновесного моста. Управление охлаждением зеркала производится игольчатым краном, позволяющим в широких пределах менять темп охлаждения.

Стремление усовершенствовать конденсационный гигрометр привело к применению полупроводниковых элементов для охлаждения зеркала. Использование полупроводникового холодильника упрощает конструкцию прибора, уменьшает его габариты и существенно облегчает задачи автоматизации измерения.

Футляр с электроизмерительными приборами помещается в кабине самолета. На передней панели его, кроме гальванометров и шкал реохордов, установлены указатели давления, скорости и высоты полета самолета, а также фотоэлектрический индикатор точки росы и часы.

Стойка может устанавливаться на самолете ЛИ-2 и ИЛ-12, а при дальнейшем усовершенствовании системы охлаждения зеркала и на реактивных самолетах. Показания прибора могут быть записаны с помощью осциллографа.

§ 6. Автоматический гигрометр точки росы В. А. Усольцева

Автоматический гигрометр точки росы является составной частью самолетной дистанционной метеорологической станции, разработанной в Научно-исследовательском институте гидрометеорологического приборостроения. Эта станция предназначена

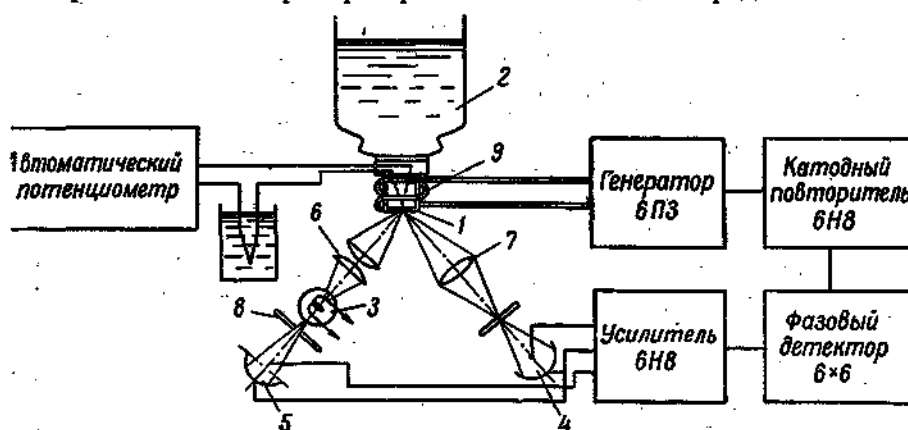


Рис. 74. Блок-схема автоматического гигрометра точки росы.

для вертикального и горизонтального зондирования атмосферы и имеет целью определение давления, температуры и влажности воздуха, а также скорости потока обтекания на различных высотах. В установке для измерения давления воздуха применяется anerоид, температуры — термометр сопротивления и влажности — гигрометр точки росы.

Особенностью гигрометра является наличие в нем автоматического электронного регулятора толщины слоя конденсата, с помощью которого температура поверхности зеркальца длительное время поддерживается близкой или равной температуре точки росы исследуемого воздуха.

Рассмотрим блок-схему прибора, изображенную на рис. 74. Зеркальце 1, на котором образуется слой конденсата, охлаждается через металлическую обойму, противоположная сторона которой находится в тепловом контакте с металлическим дном термостата 2. В термостате помещается смесь твердой углекислоты со спиртом.

Электронный регулятор толщины слоя конденсата состоит из фотоэлектрического датчика, усилителя, преобразователя и исполнительного органа (нагревательного элемента).

Фотоэлектрический датчик включает в себя миниатюрную лампочку 3, рабочий фотоэлемент 4 и компенсационный фотоэлемент 5. Световой поток, направленный на поверхность зеркала, формируется с помощью конденсора 6. После отражения от поверхности зеркала световые лучи проходят через линзу 7 и попадают в рабочий фотоэлемент. Линза 7 установлена с целью устранения влияния внешнего освещения прибора на его работу. На пути лучей к компенсационному фотоэлементу 5 расположена диафрагма 8, с помощью которой производится настройка датчика на необходимую толщину слоя конденсата.

Световой поток, поступающий непосредственно от лампочки осветителя на компенсационный фотоэлемент, сравнивается со световым потоком, отраженным от поверхности зеркала и падающим на рабочий фотоэлемент 4. Оба фотоэлемента получают питающее напряжение переменного тока со сдвигом фаз 180° .

В зависимости от соотношения освещенностей фотоэлементов возникающая в датчике разность фототоков поступает на вход электронного усилителя. Величина переменного напряжения на сетке усилителя пропорциональна абсолютному значению разности фототоков. Это напряжение с помощью фазового детектора преобразуется в постоянное напряжение, которое через усилитель (лампа 6Н8) управляет мощностью высокочастотного генератора (лампа 6П3). Генератор осуществляет подогрев зеркала по методу высокочастотного индукционного нагрева. Индуктор 9, который питается током высокой частоты генератора, нагревает зеркало, помещенное в магнитное поле индуктора. Индуктор изготавливается из сравнительно толстой медной проволоки, охватывающей несколькими витками конец стержня, на котором закреплено зеркало.

В зависимости от разности освещенности фотоэлементов изменяется мощность генерируемой высокой частоты, чем определяется степень подогрева зеркала. При увеличении влажности толщина слоя конденсата увеличивается, усиливается подогрев зеркала и температура зеркала соответственно повышается. При уменьшении влажности уменьшение толщины слоя конденсата ведет к ослаблению подогрева зеркала, его температура понижается в соответствии с изменением точки росы исследуемого воздуха.

При неизменной толщине слоя конденсата, находящегося на поверхности зеркала, в индуктор 9 поступает определенное количество энергии и температура зеркала поддерживается равной температуре точки росы.

Температура поверхности зеркала измеряется с помощью термопары или термометра сопротивления и электронного автоматического моста.

Гигрометр помещается внутри кабины самолета вместе с другими измерительными узлами. Забор наружного воздуха

в камеру, где находится гигрометр, производится через трубку с помощью засасывающего воздух вентилятора.

Инерция гигрометра определялась экспериментальным путем. При этом оказалось, что в интервале температуры от -20 до -40° при изменении точки льда на $10-15^\circ$ скорость реагирования в среднем составляет $3,7^\circ$ в секунду. Таким образом, инерция этого гигрометра по сравнению с другими оказывается незначительной.

§ 7. Приборы, измеряющие высоту и скорость полета

Скорость и высота полета определяются в функции давления. На рис. 75 приведена принципиальная схема указателя скорости и высотомера. Приемник воздушных давлений состоит из двух камер — статической 2 и динамической 1. Давление в статической камере передается по трубопроводу в статическую полость указателя скорости и указателя высоты. Из полости 5 высотомера воздух выкачан, и гибкая диафрагма между полостями 5 и 6 под действием разности давления прогибается. Прогиб этой диафрагмы передается на стрелку высотомера или перо самописца высоты.

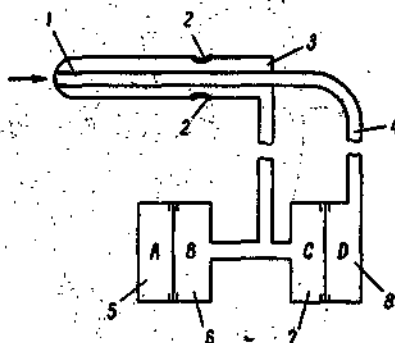


Рис. 75. Принципиальная схема указателя скорости и высотомера.

Давление из динамической камеры 1 передается по трубопроводу 4 в полость 8 указателя скорости. Под действием разности давлений (динамического и статического) прогибается гибкая диафрагма между полостями 7 и 8, и ее прогиб передается при помощи специального механизма на стрелку указателя скорости или перо самописца скорости (спидограф).

1. Авиационный высотомер. Рассмотрим сначала устройство авиационного высотомера АВ-10. Кинематическая схема прибора показана на рис. 76. Барометрические коробки 1, помещенные в герметический корпус, сообщаются через трубопровод со статической камерой ПВД. При подъеме благодаря изменению давления мембранные коробки 1 деформируются и при помощи тяги 2, сектора 3 и зубчатых колес 4 передают свое движение большой стрелке 5. Эта стрелка делает один оборот при изменении высоты на 1000 м. Шкала градуирована в сотнях и десятках метров. Малая стрелка, укрепленная на полой оси 6, связана с осью большой стрелки через перебор с передаточным числом 1:10. Для одновременной установки обеих стрелок на нуль

шкалы весь механизм вместе с коробками и зубчатыми колесами, за исключением перебора, укреплен на основании, которое при помощи кремальеры 7 может поворачиваться вокруг геометрической оси, совпадающей с осью стрелок. Высотомер АВ-10 снабжен двумя термокомпенсаторами в виде биметаллических пластинок из инвара и антиманганитной стали; одна из них служит для термокомпенсации прибора у земли, а вторая — при изменении высоты полета.

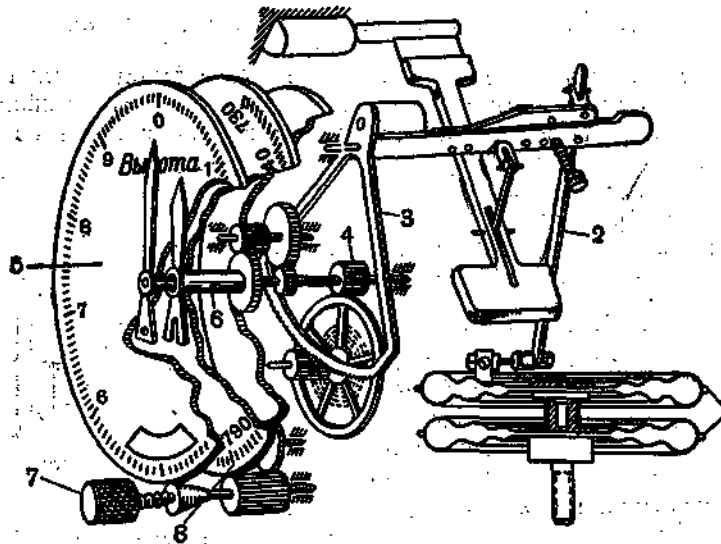


Рис. 76. Механизм двухстрелочного авиационного высотомера.

В нижней части шкалы прибора сделан вырез, сквозь который видна шкала 8 с делениями, показывающими давление в миллиметрах ртутного столба. Эта шкала вращается от кремальеры, устанавливающей стрелку на нуль. При нулевом положении стрелок можно отсчитать давление в зоне нахождения самолета.

Высотомер тарируется в барокамере как барометр, а затем рассчитывается высота по формуле для стандартной атмосферы

$$\frac{p_z}{p_0} = \left(\frac{T_0 - \gamma z}{T_0} \right)^{5,256}, \quad (5)$$

где p_0 — 760 мм рт. ст., p_z — давление на высоте z , $T_0 = 288^\circ\text{K}$, а $\gamma = 0,0065^\circ/\text{м}$ — вертикальный градиент температуры воздуха.

Для получения истинной высоты полета необходимо, кроме инструментальной поправки, ввести поправку на давление и температуру, наблюдаемые над пролетаемой местностью.

Величина и знак инструментальной поправки указаны в сертификате прибора. Температурная поправка приближенно определяется по формуле

$$\Delta z = \frac{z \Delta t}{288}, \quad (6)$$

где z — высота по высотомеру, Δt — разность между истинной температурой и температурой стандартной атмосферы на высоте полета. Естественно, что при температурах более высоких, чем в стандартной атмосфере, высота по прибору оказывается заниженной, а при более низких, наоборот, — завышенной.

2. Указатель воздушной скорости. Рассмотрим теперь теорию и устройство указателя воздушной скорости. Обозначим давление в невозмущенном потоке (статическое) через p_1 , а скорость через v_1 . Поток, набегающий на динамическую трубку, тормозится в трубке, и скорость его равна нулю ($v_2=0$). Давление внутри динамической трубки можно определить с помощью уравнения Бернулли

$$p_1 + \frac{\rho_1 v_1^2}{2} = p_2 + \frac{\rho_2 v_2^2}{2}. \quad (7)$$

Так как $v_2=0$, то давление полностью заторможенного потока в точке нулевой скорости равно

$$p_2 = p_1 + \frac{\rho_1 v_1^2}{2}.$$

Прогиб диафрагмы (рис. 75) определяется разностью (перепадом) давлений

$$p_2 - p_1 = \frac{\rho_1 v_1^2}{2} = q. \quad (8)$$

Следовательно, указатель скорости показывает не скорость полета самолета относительно воздуха, а скоростной напор. Если бы плотность воздуха не изменялась, то скорость полета была бы однозначно связана со скоростным напором. При градуировке указателя скорости плотность воздуха принимается постоянной, в частности равной плотности при нормальных условиях ($\rho_0 = 1/8 \text{ кг сек}^2/\text{м}^4$ при давлении $p_1 = 760 \text{ мм рт. ст.}$ и температуре $+15^\circ$).

При полете в других условиях, когда ρ_x не равно ρ_1 ,

$$\frac{\rho_x v^2}{2} = \frac{\rho_0 v_1^2}{2},$$

где v_1 — скорость по прибору, а v — истинная скорость полета, откуда

$$v = v_1 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_x}} = \frac{v_1}{\sqrt{\Delta}}. \quad (9)$$

Здесь Δ — относительная плотность воздуха.

Величину $v_i = v\sqrt{\Delta}$, т. е. величину скорости, которую показывает прибор при полете со скоростью v при относительной плотности Δ , называют индикаторной скоростью.

Разность $\Delta v = v - v_i$, зависящая от изменения плотности воздуха с высотой, называется методической погрешностью измерения воздушной скорости самолета. Для различных высот относительная методическая погрешность характеризуется величинами, приведенными в табл. 13.

Таблица 13

Высота z км	2	4	5	6	8	10
$\frac{\Delta v}{v}$ %	10	22	29	36	53	72

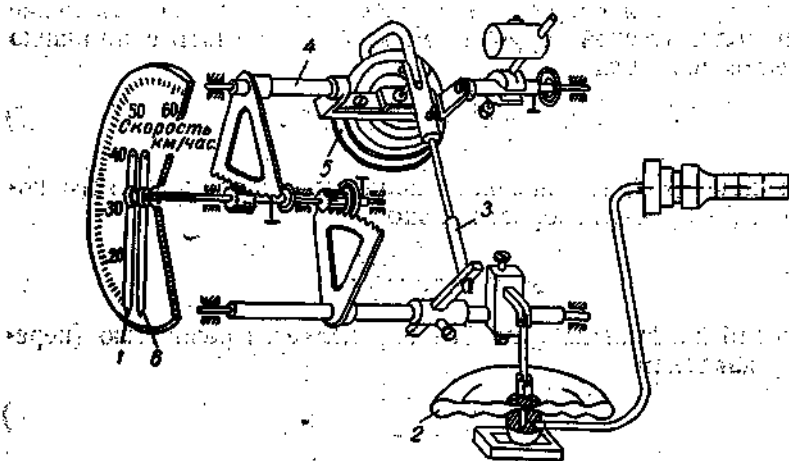


Рис. 77. Принципиальная схема спидометра.

Расчет этой погрешности производится с помощью навигационной линейки по формуле

$$\Delta v = v_i \left(\sqrt{\frac{p_0 T_z}{p_z T_0}} - 1 \right), \quad (10)$$

где $p_0 = 760$ мм рт. ст., $T_0 = 288^\circ \text{K}$, а p_z и T_z — давление и абсолютная температура на высоте полета.

Принципиальная схема двухстрелочного индикатора скорости приведена на рис. 77. Угол поворота стрелки 1 является функцией перепада давления, воспринимаемого манометрической коробкой 2. При перемещении коробки 2 поворачивается ось 4, связанная с тягой 3. Плечо 4 может изменяться в зависимости от деформации двух анероидных коробок 5 малого диа-

метра, благодаря чему может изменяться передаточное число механизма. Поэтому показания стрелки b являются функцией не только скоростного напора, но и давления на высоте полета. Соответствующим подбором кинематической схемы передаточного механизма можно добиться того, чтобы показания стрелки b также определялись изменением температуры воздуха. Таким образом, в показаниях прибора могут быть учтены изменения плотности воздуха в соответствии с формулой для истинной скорости полета.

Трубка Пито, как мы видели, является приемником статического и динамического давления. Распределение давления на поверхности этого приемника, в частности около отверстий, воспринимающих полное и статическое давление, зависит от угла атаки приемника, его формы и расположения боковых отверстий. Кроме того, искажение в распределение давления на поверхности приемника может внести влияние деталей самолета, возмущающих поток, набегающий на приемник. Этот вид искажений практически исключается путем соответствующего выбора места крепления трубки Пито.

Главным является влияние угла атаки, которое может вызывать большие погрешности, особенно в измерениях статического давления. Чаще всего трубка Пито крепится к крылу самолета. Углы атаки крыла на нормальных режимах полета могут изменяться от -5 до $+15^\circ$, а местный угол атаки у приемника, вынесенного впереди крыла, примерно в 1,5 раза больше угла атаки крыла. Таким образом, угол атаки приемника может изменяться от -8 до $+20-22^\circ$.

Рассмотрим сначала зависимость давления в статической камере высотомера или указателя скорости от угла атаки приемника. Точность измерения атмосферного давления зависит от расположения боковых отверстий на поверхности приемника, так как при увеличении угла атаки на нижней поверхности приемника возникает избыточное давление, а на верхней и боковых поверхностях — разрежение. Это подтверждается данными продувок трубок Пито в аэродинамических трубах. На рис. 78 приведены результаты продувок приемника со сферической головкой с различным расположением отверстий: сбоку (I), сверху и снизу (II) и в виде кольцевой щели (III). На горизонтальной оси отложены углы атаки α , а на вертикальной оси — отношение в процентах разности давления к скоростному напору.

Как видим, если отверстия расположены сбоку, то погрешность измерения атмосферного давления резко возрастает из-за большого разрежения после угла атаки 5° и достигает 30% при углах атаки порядка 20° . Если же отверстия расположены сверху и снизу, то при увеличении угла атаки в статической камере образуется несколько повышенное давление. При угле атаки 20° погрешность не превышает 2—3%. Это объясняется тем, что раз-

режение сверху и давление снизу почти компенсируют друг друга. Кривая, характеризующая зависимость погрешности приемника с кольцевой щелью, лежит почти посередине между двумя первыми кривыми. Путем подбора соответствующего числа ще-

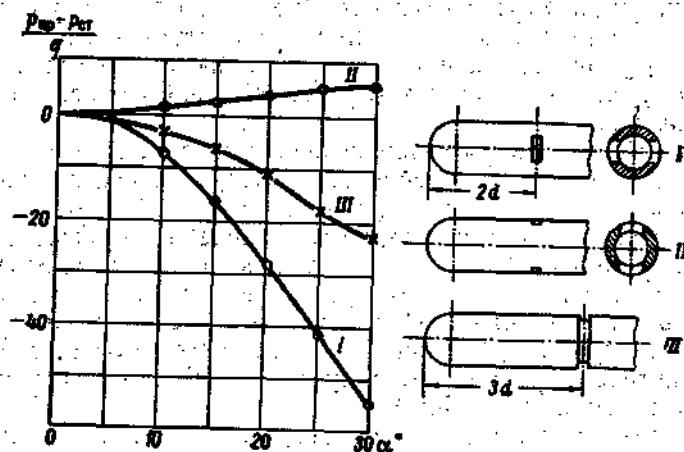


Рис. 78. Результаты продувок трубок Пито в аэродинамической трубе.

лей и мест расположения их вдоль меридионального сечения приемника можно создать приемник с минимальной погрешностью при изменениях углов атаки. В современных приемниках погрешность измерения атмо-

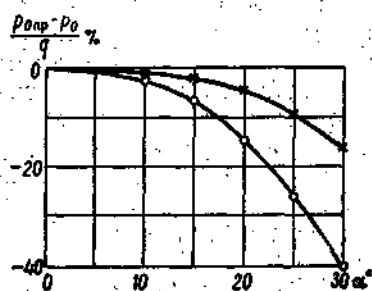


Рис. 79. Результаты продувок трубок Пито различной формы.

сферного давления при углах атаки $\pm 20^\circ$ составляет $\pm 10\%$ величины скоростного напора.

Рассмотрим теперь погрешность измерения полного давления при изменениях угла атаки приемника. Заметим, что измерение скорости полета очень существенно для самолетного зондирования атмосферы, так как ее величина должна учитываться при введении поправки в показания термометра метеорографов и

электрометеорографов за счет нагревания благодаря адиабатическому сжатию и трению воздуха о его поверхность.

На рис. 79 приведены результаты испытаний двух типов трубок Пито: со сферической головкой и с головкой, имеющей прямой срез. На горизонтальной оси этого рисунка отложены углы атаки, а на вертикальной — отношение в процентах разности

полного давления, измеренного приемником, и истинного полного давления к скоростному напору.

Из рисунка видно, что с увеличением угла атаки приемник воспринимает уменьшенное полное давление, особенно резко возрастающее при углах атаки больше 5° . Это объясняется тем, что при увеличении угла атаки происходит смещение критической точки в область стенки сферической поверхности приемника, а входное отверстие оказывается в области разрежения потока. Это явление менее резко выражено у приемника с прямым срезом, и оно может быть еще больше ослаблено путем уменьшения толщины стенок в области входного отверстия приемника. У современных трубок Пито с заостренной головкой и круглыми отверстиями на некоторой дуге окружности полное давление остается почти неизменным при изменениях угла атаки в пределах $\pm 20^\circ$.

3. Указатель числа Маха. В настоящее время для зондирования атмосферы используются такие самолеты, скорость которых близка к скорости звука. В этом случае начинает проявляться влияние сжимаемости воздуха и уже нельзя применять для расчета скоростного напора уравнение Бернулли для несжимаемой жидкости. При набегающем на тело потока воздуха со скоростью, близкой к скорости звука, происходит уплотнение воздуха, и при полном торможении в точке нулевой скорости давление оказывается больше, чем то давление, которое соответствует скоростному напору для несжимаемой жидкости. В этом случае скоростной напор в точке, где $v_2=0$, определяется выражением

$$q_{сж} = k q_{несж} = k \frac{\rho v^2}{2}. \quad (11)$$

Поправочный множитель k зависит от отношения скорости потока к скорости звука, т. е. от так называемого числа Маха (M), равного

$$M = \frac{v}{c}, \quad (12)$$

где c — скорость звука.

Заметим, что скорость распространения звука зависит только от температуры газа и не зависит от его давления и плотности. Скорость звука характеризуется следующим выражением:

$$c = \sqrt{\kappa g R T}, \quad (13)$$

где $\kappa = \frac{c_p}{c_v}$ — отношение удельной теплоемкости газа при постоянном давлении к теплоемкости газа при постоянном объеме, g — ускорение силы тяжести, R — газовая постоянная, а T — температура воздуха в $^\circ\text{K}$.

Так как для атмосферного воздуха $\kappa=1,4$, $R=29,27$ м/град, а $g=9,81$ м/сек², то

$$c = 20,08 \sqrt{T} \text{ м/сек.}$$

Численно поправочный множитель (для $M \leq 1$) равен

$$k = \frac{2}{\kappa M^2} \left[\left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} - 1 \right]. \quad (14)$$

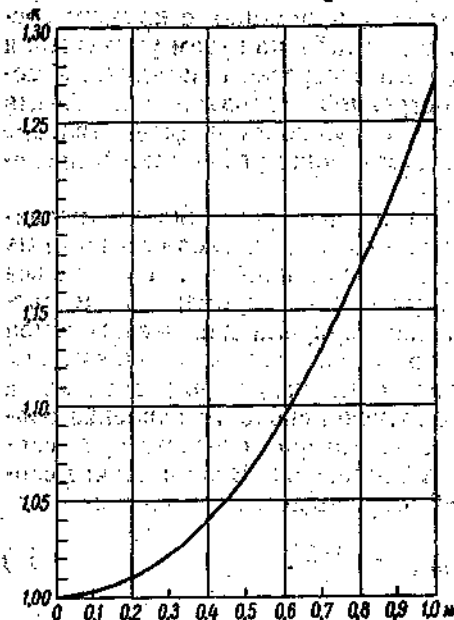


Рис. 80. Зависимость поправки величины скоростного напора для различных чисел M .

Зависимость поправки величины скоростного напора на сжимаемость воздуха для чисел Маха, меньших или равных единице, приведена на рис. 80. Из этого рисунка видно, что при скорости полета самолета, равной скорости звука ($M=1$), прирост давления на 27,5% больше, чем скоростной напор в несжимаемой жидкости.

На скоростных самолетах устанавливаются приборы, дающие возможность получить число Маха непосредственно в полете. Принцип действия таких приборов заключается в измерении разности полного напора и статического давления, как и в описанном выше указателе скорости, либо отношения этих давлений. Используются также указатели

числа Маха, принцип действия которых состоит в измерении температуры в точке нулевой скорости и температуры невозмущенной атмосферы, так как зависимость между этими температурами определяется из выражения¹

$$T_{\text{торм}} = T \left(1 + \frac{M^2}{5} \right). \quad (15)$$

¹ Эта формула может быть получена следующим образом.

Запишем уравнение Бернулли для сжимаемой жидкости в форме

$$\frac{v_2^2}{2} + \frac{\kappa}{\kappa-1} gRT_2 = \frac{v_1^2}{2} + \frac{\kappa}{\kappa-1} gRT_1.$$

На шкале макметра указаны числа Маха. По диапазону приборы разделяются на дозвуковые (от $M=0,3$ до $M=1$), околозвуковые ($0,5 \leq M \leq 1,5$) и сверхзвуковые.

4. Вариометр. Рассмотрим теперь принцип работы и устройство указателя вертикальной скорости (вариометра) самолета. Принципиальная схема вариометра приведена на рис. 81. Этот

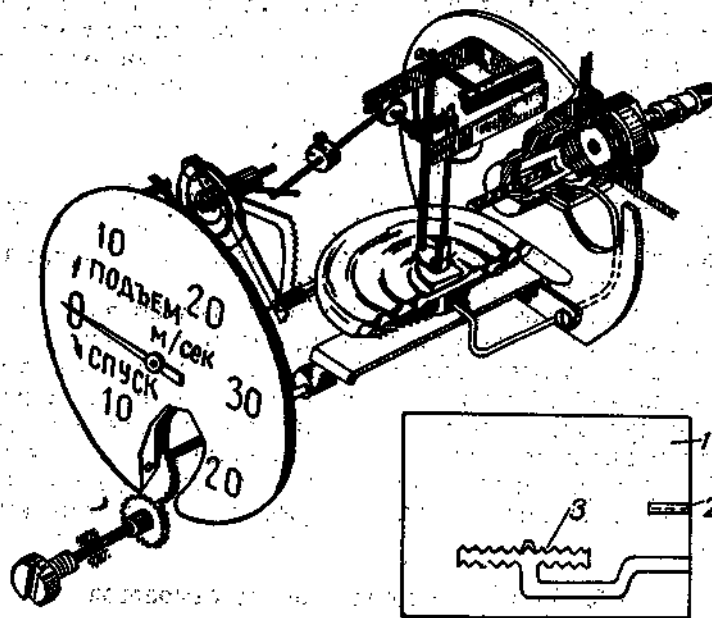


Рис. 81. Вариометр.

Для критической точки, где $v_2^2 = 0$, это уравнение имеет вид

$$\frac{\kappa}{\kappa-1} gRT_2 = \frac{v_1^2}{2} + \frac{\kappa}{\kappa-1} gRT_1,$$

откуда

$$T_2 = T_1 + \frac{\kappa-1}{2\kappa gR} v_1^2 = T_1 \left(1 + \frac{\kappa-1}{2\kappa gRT_1} v_1^2 \right).$$

Здесь $T_2 = T_{\text{торм}}$ — температура торможения, а $T_1 = T$ — статическая температура. Так как $\kappa gRT = c^2$ (к квадрату скорости звука), то

$$T_{\text{торм}} = T \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} \frac{v_1^2}{c^2} \right).$$

Заменяя теперь $\frac{v_1^2}{c^2}$ через M^2 и подставляя в последнее выражение $\kappa=1,40$ (для воздуха), получим, что

$$T_{\text{торм}} = T \left(1 + \frac{M^2}{5} \right).$$

прибор представляет собой высокочувствительный дифференциальный манометр. Принцип измерения состоит в том, что изменение давления внутри герметически закрытого корпуса 1 прибора, сообщающегося с внешней атмосферой через капилляр 2, отстает от изменения внешнего давления, воспринимаемого манометрической коробкой 3, так как истечение (или вток) воздуха из корпуса тормозится капилляром. Разность между давлениями внутри и вне корпуса тем больше, чем больше скорость подъема (спуска). При горизонтальном полете разность давлений равна нулю, так как давления успевают выравниваться через капилляр. Вертикальная скорость, показываемая вариометром с большой точностью, равна

$$u_z = \psi (p_c - p), \quad (16)$$

где p_c — давление в корпусе прибора, p — внешнее атмосферное давление, ψ — постоянный коэффициент, зависящий от радиуса манометрической коробки, диаметра и длины капилляра, а также объема корпуса прибора.

На точность показаний вариометра оказывают влияние изменения температуры воздуха, содержащегося в корпусе, так как давление в нем может изменяться не только вследствие вытекания воздуха через капилляр. Для обеспечения постоянства температуры прибора корпус изготавливается из бакелита, являющегося плохим проводником тепла. Вариометр — более чувствительный прибор, чем высотомер, и он реагирует даже на незначительные изменения высоты, которые не отмечаются высотомером.

§ 8. Индикаторы обледенения самолетов

Для оценки интенсивности и хода развития обледенения самолета на самолетах-зондировщиках в полете производятся визуальные наблюдения за коркой льда, покрывающей специальный удобообтекаемый шаблон (рис. 82), представляющий собой модель профиля крыла самолета.¹ В середине ребра атаки шаблона (линия АВ) установлен измерительный штырь длиной 5 см, разделенный полосками по 5 мм, попеременно окрашенными в белый и черный цвета. По шкале этого штыря отсчитывается толщина слоя льда, покрывающего переднюю кромку шаблона.

По обе стороны от ребра атаки шаблон окрашивается попеременно в черный и белый цвета полосами шириной 15 мм, по которым определяется распространение обледенения в направлении к ребру обтекания шаблона.

На самолете шаблон устанавливается на специальном кронштейне, прикрепленном к фюзеляжу самолета так, чтобы он

¹ На рис. 82 схематически показано обледенение шаблона и конца измерительной линейки.

находился на уровне глаз бортаэролога, а хорда его была ориентирована параллельно продольной оси самолета.

При наличии такого шаблона следует записать высоту и момент времени, когда на шаблоне появилось обледенение, толщину слоя льда по штырю и момент прекращения льдообразования, ширину ледяной корки с указанием, какая окрашенная полоса покрыта льдом.

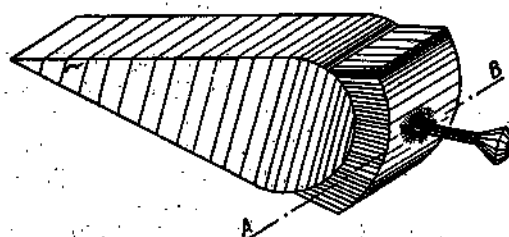


Рис. 82. Удобнообтекаемый шаблон.

Интенсивность обледенения определяется как отношение разности толщин льда при двух последовательных отсчетах по штырю шаблона к промежутку времени между этими отсчетами (в $мм/мин$). Если интенсивность обледенения меньше или равна

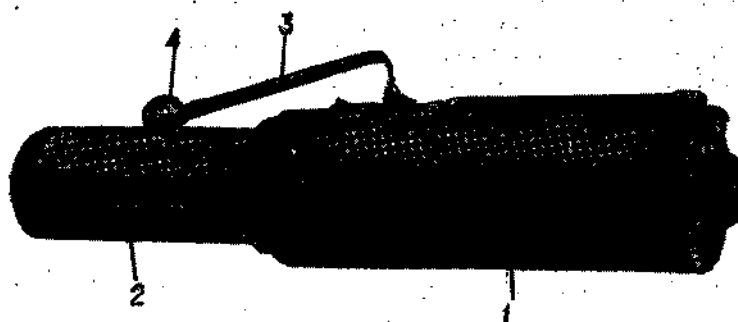


Рис. 83. Общий вид самолетного индикатора обледенения.

1 — корпус прибора, 2 — приемник обледенения, 3 — измерительный рычаг, 4 — обойма с вращающимся роликом.

$0,5 \text{ мм/мин}$, то оно считается слабым, $0,6—1,0 \text{ мм/мин}$ — умеренным, $1,1—1,5 \text{ мм/мин}$ — сильным и, если интенсивность обледенения превышает $1,5 \text{ мм/мин}$, — очень сильным.

Для более точной количественной оценки обледенения самолета может быть применен индикатор обледенения СИО, общий вид которого приведен на рис. 83.

Приемной частью прибора является вращающийся металлический цилиндр. Измерение толщины слоя льда, намерзающего на поверхности этого цилиндра, производится с помощью изме-

рительного рычага-щупа, на свободном конце которого укреплена обойма с вращающимся на оси роликом.

Величина смещения щупа при изменении из-за обледенения диаметра вращающегося цилиндра передается с помощью передаточно-множительного механизма на регистрирующую стрелку и движок потенциометра. Запись производится на бумажной ленте. Кроме того, отсчет толщины обледеневшего слоя может быть произведен на индикаторе, вмонтированном в щитке управления.

Вращение приемной части прибора осуществляется электрическим мотором, размещенным внутри обледенительного цилиндра. Этот же мотор с помощью редуктора приводит в движение лентопротяжный механизм. Кассета с лентопротяжным механизмом размещается внутри корпуса прибора. Прибор снабжен дистанционным отметчиком времени.

На внутренней поверхности обледенительного цилиндра имеется электрообогреватель, служащий для удаления слоя намерзшего льда.

В щитке дистанционного управления вмонтирован, как уже указывалось, указатель толщины слоя льда и, кроме того, переключатели и сигнальная лампочка. Шкала указателя дает возможность произвести отсчет с точностью до 0,1 мм. Сигнальная лампочка автоматически загорается, когда слой льда на поверхности вращающегося цилиндра достигает толщины, равной 10 мм. При этом происходит автоматическое выключение прибора. Прибор втягивают внутрь самолета и производят смену ленты.

Проверка прибора СЮ производится с помощью специальных пластинок толщиной 0,1, 0,5, 1,0, 2,0, 4,0 и 10 мм. Тарировочный график дает зависимость ординаты записи на ленте прибора от толщины намерзшего льда.

§ 9. Производство визуальных наблюдений в полете

Главным преимуществом самолетного зондирования является, как уже указывалось, возможность производства бортаэрологом визуальных наблюдений над состоянием атмосферы на различных высотах. Материальные затраты на самолетное зондирование свободной атмосферы оправдываются только тогда, когда в полете участвует опытный бортаэролог, со всей тщательностью описывающий атмосферные явления. В полете бортаэролог должен все время внимательно следить за состоянием атмосферы, тщательно и подробно, но в сжатой форме записывать в бортжурнал все наблюдаемые им явления. При взлете необходимо записать момент отрыва самолета от земли и температуру по самолетному термометру, а также время достижения высот через каждые 500 м по высотомеру и соответствующие отсчеты тем-

температуры, показания вариометра и указателя скорости самолета. Отсчеты высот производятся с точностью до 10—15 м, а времени — до 0,5 мин.

Как при подъеме, так и при спуске следует в хронологическом порядке записывать в бортжурнал высоту нижней и верхней границ облаков, количество и форму их, характер нижней и верхней поверхностей, структуру облаков (т. е. из чего исследуемые облака состоят — из капелек воды или ледяных частичек, либо из того и другого вместе), наличие обледенения в облаках и его характеристику. Записывать следует также наличие осадков, тумана, дымки, оптических явлений, характер видимости, наличие и характер турбулентности, вызывающей болтанку самолета. Моменты времени, соответствующие началу и концу того или иного явления, наблюдаемого в полете, должны быть отмечены на метеорографе нажатием кнопки контактного пера в кабине бортаэролога, а в бортовом журнале следует записать также все изменения в характере и интенсивности наблюдаемого явления с указанием высоты по высотометру.

Наиболее сложными являются наблюдения над облаками. Поэтому очень важно, чтобы бортаэролог хорошо умел классифицировать облака и определять их форму, уточнять определения, сделанные с земли, при помощи атласа. Не менее сложным является определение высоты нижней и верхней границ облаков.

За высоту нижней границы облаков (при облачности 7—8 баллов) принимается высота, на которой исчезает горизонт, или высота появления ощущения сырости (при облачности менее 5—6 баллов), а верхней границы — высота исчезновения помутнения. Если облака наблюдаются в стороне от самолета, то нижняя и верхняя границы облаков должны быть указаны лишь тогда, когда самолет находится от этих облаков не дальше 5—6 км, с отметкой стороны горизонта, в которой они наблюдаются. При полете над облаками необходимо сделать подробное описание характера верхней поверхности облаков.

Если на самолете имеется аэрофотоаппарат, то необходимо сфотографировать облака, находящиеся под самолетом. Методика фотографирования облаков рассмотрена в § 5 гл. VII.

Для наблюдения за облачными элементами с целью определения фазовых характеристик облаков может быть использован микроскоп с микрометренной окулярной шкалой и с искусственным освещением либо обычный школьный микроскоп.

При взятии проб облачных элементов применяются обычные предметные стекла, покрытые тонким слоем минерального масла для того, чтобы облачные капли не растекались по предметному стеклу и сохраняли свои размеры и формы.

Предметные стекла вставляются в специальный заборник (см. § 2 гл. VII), выдвигаемый в невозмущенный поток воздуха

через патрубок в потолке фюзеляжа самолета. Пробы с облачными каплями затем быстро помещаются под микроскоп. После включения освещения производится определение количества и размеров облачных капель по трехбалльной шкале (табл. 14).

Таблица 14

Шкала для оценок количества и размеров облачных капель

Оценка, баллы	Количество облачных капель	Оценка, баллы	Преобладающие размеры облачных капель
1	Малое	1	Мелкие ($D < 15 \mu$)
2	Достаточное	2	Средние ($15 < D < 35 \mu$)
3	Большое	3	Крупные ($35 \mu < D$)

Размер капель можно оценивать в делениях шкалы окулярного микрометра. Цена деления шкалы зависит от комбинации увеличений окуляра и объектива. В табл. 15 приведены размеры капель по трехбалльной шкале в зависимости от комбинаций окуляра и объектива.

Таблица 15

Шкала для оценки размеров капель

Окуляр 8× или 7× и объектив 20×, увеличение 160 или 140		Окуляр 15× и объектив 8×, увеличение 130	
оценка, баллы	диаметры капель, деления шкалы	оценка, баллы	диаметры капель, деления шкалы
1	Не больше 2	1	Не больше 1
2	От 2 до 4	2	От 1 до 2
3	Больше 4	3	Больше 2

Если в пробе облачных элементов присутствуют почти поровну мелкие и средние или мелкие и крупные и т. д. капли, то их размеры определяются соответствующей комбинацией баллов (1 и 2, 1 и 3, 2 и 3 и т. д.).

Следует указать также размер встречающихся в облаках наиболее крупных капель и ту часть облака, в которой взята проба. Если облака состоят из капелек воды и кристаллов или только снежинок, то наблюдения за формой и другими характе-

ристиками кристаллов производятся путем улавливания их на предметное стекло, покрытое специальным лаком, вставляемое в диффузор (см. § 2 гл. VII), в котором скорость осаждения равна 8—10 м/сек. При такой скорости улавливания кристаллы не ломаются и сохраняют свою форму при попадании на предметное стекло. Кристаллы рассматриваются через микроскоп. В бортовой журнал записываются преобладающие формы наблюдаемых кристаллов, а при возможности производится их контурная за-рисовка.

При взятии проб облачных элементов в бортовой журнал следует также записать время, форму облачности, высоту полета по высотомеру, воздушную и вертикальную скорость самолета, температуру воздуха по самолетному термометру. Методика и приборы, применяемые для измерения влажности, рассматриваются в § 4 гл. VII. Эти измерения, как правило, производятся при спуске самолета.

При полете в облаках должно быть уделено особое внимание наблюдениям над обледенением самолета в целях изучения этого опасного для авиации метеорологического явления. Следует подробно, но в сжатой форме описать характер, скорость и интенсивность обледенения, толщину слоя отложения льда и поведение самолета при обледенении, а также фазовое состояние слоя облаков, в котором наблюдается обледенение, с указанием высоты и времени начала и конца явления. Эти сведения имеют целью дополнить данные измерений с помощью индикаторов обледенения (шаблона и СИО).

Турбулентность атмосферы оценивается по показаниям акселерометра (см. § 6 гл. VIII), а качественная оценка производится по специальной шкале.

Большое практическое значение для авиации имеет определение вертикальной и горизонтальной видимости с самолета. Вследствие отсутствия соответствующих приборов определение производится визуально по специальной шкале. Более сложным является определение характера видимости в ночные часы. В светлые лунные ночи с высоты 5—6 км хорошо различаются железные и шоссейные дороги, реки, озера, лесные массивы. В темные ночи для определения видимости используются наземные световые ориентиры в районе проведения самолетного зондирования атмосферы. Поэтому на карте обычных наземных ориентиров следует иметь также отметки важнейших световых ориентиров.

Горизонтальная видимость определяется по расстоянию от проекции самолета на земную поверхность до наиболее удаленного видимого с самолета наземного ориентира. Для этого в районе проведения самолетного зондирования атмосферы избираются наиболее четко видимые ориентиры и по топографической карте определяется расстояние между ними.

Б. ПОВЕРКА МЕТЕОРОГРАФОВ

§ 1. Установки для поверки метеорографов

Как уже известно, метеорографы регистрируют только относительные изменения метеорологических элементов в атмосфере. Чтобы определить значение какого-либо из измеряемых метеорологических элементов по записям метеорографа, необходимо знать его значение для какой-нибудь точки на кривой записи, а также чувствительность приемника этого элемента. Как ранее указывалось, чувствительностью в аэрологических измерениях принято считать изменение величины метеорологического элемента, приходящееся на 1 мм ординаты записи. Она определяется при поверке прибора.

Первая поверка метеорографов после их изготовления производится на заводе. Установленный срок действия заводской поверки — три месяца. Это значит, что в течение трех месяцев чувствительность приемников метеорографа должна оставаться неизменной и соответствовать сертификату завода. Кроме заводской поверки, для установления отсутствия неисправностей в работе прибора (в связи с транспортировкой и эксплуатацией) метеорографы, используемые для аэрологических измерений, подвергаются не реже двух раз в месяц контрольной поверке на пунктах аэрологического зондирования. Контрольная поверка имеет целью установить неизменность чувствительности приемников метеорографа, указанной в заводском сертификате прибора. В частности, самолетный метеорограф может быть использован для зондирования атмосферы, если контрольной поверкой установлено, что разности между ординатами кривой записи давления заводской и контрольной поверок не превышают 0,5 мм, а разность чувствительности при заводской и контрольной поверках по температуре не превышает 0,05° и по влажности — 2%. Метеорограф, у которого расхождение по любому из приемников превышает указанные допуски, должен быть вновь полностью поверен.

Поверка приемников давления и температуры метеорографа может проводиться совместно в термобарокамере или отдельно в специальных поверительных установках для каждого элемента.

Поверка метеорографов в термобарокамерах наиболее целесообразна, так как в них можно создать условия, близкие к естественным, т. е. к таким, в которых происходит работа приборов в свободной атмосфере.

Термобарокамеры, применяемые для поверки аэрологических приборов, имеют объем до 1 м³. Давление в них может быть уменьшено от 1000 до 5—2 ммб, а температура — от +30 до —70°.

Получение низких температур в камере обеспечивается применением специальных охладителей.

На рис. 84 приведена общая схема термобарокамеры. Термобарокамера представляет собой двухстенный герметически закрывающийся сосуд, междустенное пространство которого заполнено термозолирующим веществом. Змеевик испарителя 1 отделен от внутреннего объема камеры тонкой перегородкой. Выход змеевика соединен через металлический трубопровод с компрессором 2, через который охладитель поступает в конденсатор 3. Понижение температуры жидкого охладителя происходит в змеевике конденсатора, омываемого, скажем, проточной водой. От конденсатора охладитель в жидком виде через трубопровод протекает к дроссельному вентилю 4, откуда при низком давлении поступает в змеевик испарителя. Здесь под влиянием теплоотдачи воздуха, находящегося в термобарокамере, охладитель испаряется, а затем отсасывается компрессором, где сжимается и вновь в виде жидкости попадает в конденсатор. Действием механической мешалки 5 обеспечивается равномерное распределение температуры в камере.

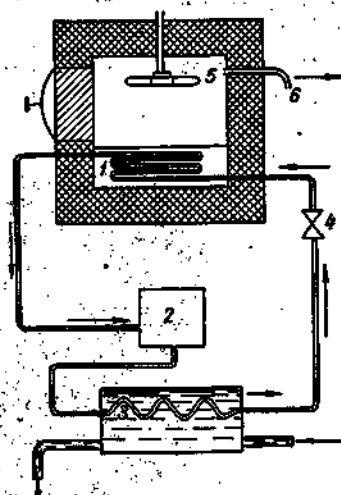


Рис. 84. Принципиальная схема термобарокамеры.

Контроль над температурой воздуха в термобарокамере производится электрическим термометром сопротивления. С помощью вакуумного насоса через трубопровод 6 достигается необходимое разрежение в термобарокамере, контролируемое специальным манометром.

В качестве охладителей термобарокамер используется этилен, этан, пропан, но чаще всего фреон-12 или фреон-13, которые позволяют получить достаточно низкие температуры.

Из табл. 16 видно, что этилен и этан обладают достаточно низкими температурами замерзания и низкими температурами кипения. Их недостатком является взрывоопасность при смешении с воздухом, особенно этилена. В случае применения этилена или этана в качестве охладителей должны быть предусмотрены необходимые меры безопасности: экранирование электромотора насоса, запрещение зажигания огня и т. п. Пропан, обладающий низкой температурой замерзания, имеет сравнительно высокую температуру кипения. Он используется для получения температур порядка -70 , -75° , которые можно получить при давлении

0,282—0,201 атм. Однако и пропан огнеопасен. Этилен, этан и пропан не оказывают опасных физиологических влияний на организм человека.

Таблица 16

	Углекис- лота CO_2	Этилен C_2H_4	Этан C_2H_6	Пропан C_3H_8	Фреон-12 $\text{C}_2\text{F}_2\text{Cl}_2$	Фреон-13 $\text{C}_2\text{F}_3\text{Cl}$
Температура ки- пения при 760 мм рт. ст.	-56,6	-103,9	-88,6	-43,3	-29,8	-81,5
Температура замерзания	-78,9	-169,4	-183,6	-189,9	-155,0	-181,0

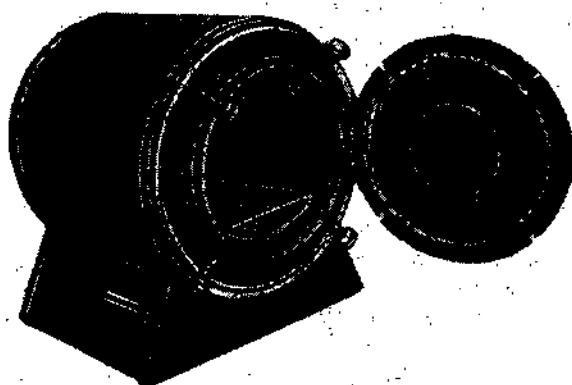


Рис. 85. Барокамера БК-1.

В качестве охладителей лучше использовать производные метана (CH_4), называемые фреонами, в частности фреон-12 или фреон-13. Особенностью фреона-12 является его безвредность, а также отсутствие горючести и воспламеняемости при смешении с воздухом; однако следует учитывать, что при наличии пламени из фреона образуется фосген — ядовитое вещество.

Еще безопаснее в обращении фреон-13, обладающий низкой температурой кипения и замерзающий при температуре -181° . Фреон-13 не горюч, не воспламеняется при смешении с воздухом и безвреден для человека. Применение этого охладителя наиболее удобно для термобарокамер.

Барокамера представляет собой герметически закрываемый резервуар, соединенный с насосом типа Геде и ртутным манометром.

Для проверки приемника давления аэрологических приборов может быть использована барокамера БК-1 (рис. 85), представ-

ляющая собой металлический резервуар цилиндрической формы. Она вмонтирована в металлическую рубашку и закреплена на специальной металлической горизонтальной подставке. Между цилиндром и его рубашкой размещено электрообогревательное устройство, с помощью которого можно изменять температуру воздуха в барокамере от комнатной до $+80^{\circ}$.

Барокамера имеет два отверстия с патрубками, предназначенными для соединения резервуара с вакуумным насосом и манометром.

Проверка приемника давления может производиться также с помощью колокола воздушного насоса.

Для измерения давления воздуха в барокамере используются ртутные сифонно-чашечные или открытые U-образные манометры.

Сифонно-чашечный манометр (рис. 86) состоит из двух стеклянных трубок (барометрической и манометрической), опущенных своими открытыми концами в сосуд с ртутью 1. Из барометрической трубки 2, верхний конец которой запаян, воздух выкачан, и она заполнена ртутью до высоты, соответствующей окружающему атмосферному давлению. Эта трубка вставлена в глухую металлическую оправу, в верхней части которой имеется прорезь 3 для производства отсчетов. У верхнего конца этой прорези укреплено неподвижное кольцо 4, к нижнему обрезу которого подводится мениск ртути путем механического вытеснения ртути из наполненного ртутью запасного сосуда 6.

Оба конца манометрической трубки 5 открыты; один конец погружен в сосуд с ртутью 1, а второй при помощи вакуумного

резинового шланга соединен с барокамерой. Манометрическая трубка помещена в металлическую оправу, имеющую узкие прорези с двух противоположных сторон. С правой стороны прорези нанесена шкала давления от 1040 до 0 мм.рт.ст. Манометр снабжен нониусом, дающим возможность отсчитывать давление с точностью до 0,1 мм.рт.ст.

Дно сосуда 1 имеет отверстие, соединенное вакуумным резиновым шлангом с дополнительным объемом 6. Поворотом рукоятки 7 специального устройства можно добиться необходимого положения мениска ртути в барометрической трубке.

U-образный открытый манометр (рис. 87) представляет собой стеклянную двухколенную трубку, заполненную до половины ртутью. Колено 1 трубки короче колена 2 в два раза. Длинное

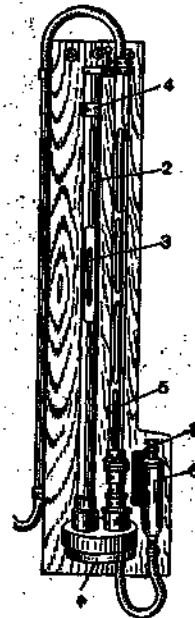


Рис. 86. Сифонно-чашечный манометр.

колено соединяется с барокамерой, а короткое сообщается с окружающим атмосферным воздухом. Принцип работы такого манометра основан на перемещении ртути в обоих коленах трубки в зависимости от разности давлений над этими уровнями.

Установка для поверки приемников температуры — жидкостный термостат — представляет собой металлическую ванну, изолированную от наружной среды деревянным кожухом. Между стенками ванны и деревянным кожухом проложена термоизолирующая прокладка. Жидкостный термостат (рис. 88) имеет решетку для установки метеорографа, кронштейн для крепления контрольного термометра, а на дне автоматическую мешалку для выравнивания температуры жидкости. Мешалка приводится в движение с помощью электромотора. В качестве жидкости для такого термостата используется спирт-ректификат либо денатурированный спирт, а в качестве охладителя, как указывалось выше, — твердая или жидкая углекислота.

Гигростат (рис. 89) представляет собой шестигранный шкаф с застекленными стенками. На одной из граней помещается дверца 1, плотно закрывающаяся с помощью трех затворов. Дно шкафа имеет цилиндрическое углубление, в котором расположен вентилятор 2, приводимый в движение электромотором. В этом же углублении располагаются два отверстия, закрывающиеся съемными крышками. Дно шкафа имеет еще два отверстия вне углубления для вентилятора. Отверстия со съемными крышками соединяются попарно при помощи подвижных тубусов с сосудами, расположенными под шкафом. Один сосуд служит для подогрева в нем воды (находящимся в сосуде электрическим кипятильником) до температуры 70—80° и подачи водяного пара в шкаф. Во втором сосуде содержится серная ки-

Рис. 87. U-образный манометр.

Рис. 88. Жидкостный термостат.

слота для сушки шкафа. В качестве осушителя может быть использована также газообразная углекислота из баллонов.

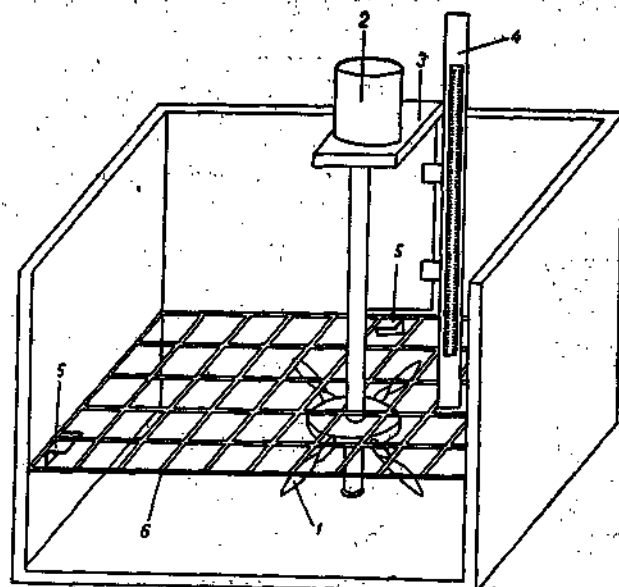


Рис. 88. Термованна (жидкостный термостат).
1 — мешалка, 2 — электромотор, 3 — кронштейн, 4 — футляр для термометра, 5 — угольник, 6 — решетка.

Внутри гигростата имеется вращающийся штатив со ступенчатыми стойками для размещения приборов 3, аспирационный психрометр 4 с постоянным смачиванием (рис. 90) и электрической вентиляцией.

Аэродинамическая труба для проверки анемометра метеорографа может быть прямой или замкнутой (рис. 91). В трубе с помощью вентилятора, приводимого во вращение электромотором, создается поток с заданной скоростью. Помещая метеорограф в поток воздуха, скорость которого известна, можно определить переводный множитель анемометра, показывающий зависимость числа оборотов полу-

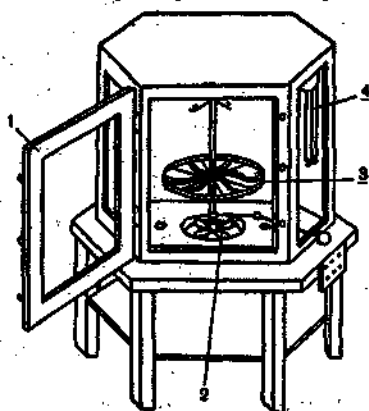


Рис. 89. Схема устройства гигростата.

шарик или мельнички анемометра от скорости потока в трубе.

Скорость движения воздуха в трубе можно изменять от 1 до 40—50 м/сек. Она измеряется с помощью трубки Пито, соединенной с микроманометром.

Трубка Пито на специальном кронштейне устанавливается так, чтобы канал ее динамической трубки был параллелен оси аэродинамической трубы и направлен против потока. Поверяемый

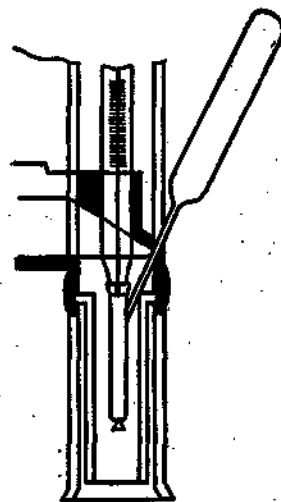
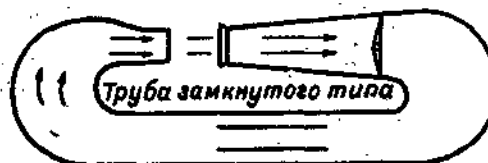


Рис. 90. Схема устройства для автоматического смачивания аспирационного психрометра.

Труба прямого действия



Труба замкнутого типа

Рис. 91. Схема устройства аэродинамических труб.

прибор устанавливается симметрично трубке Пито на расстоянии от нее, не меньшем, чем полтора диаметра приемной части прибора.

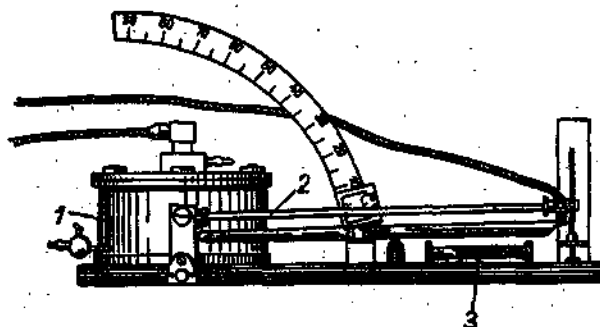


Рис. 92. Микроманометр.

Микроманометр (рис. 92) состоит из резервуара 1, наполненного спиртом, и стеклянной трубки 2, расположенной под некоторым углом к горизонту. Сосуд соединяется с патрубком дина-

мической трубки, а наклонная стеклянная трубка — с патрубком статической трубки Пито. Под влиянием разности давлений спирт из резервуара микроманометра поступает в наклонную стеклянную трубку. Поскольку поперечное сечение резервуара во много раз больше сечения трубки, то можно ограничиться одним отсчетом уровня в последней от нулевого положения, устанавливаемого в аэродинамической трубе до начала работы. Разностью высот можно пренебречь или учесть ее введением соответствующей поправки. Для установки микроманометра в горизонтальное положение он имеет установочные винты и цилиндрический уровень 3. Установив прибор по уровню, закрепляют стеклянную трубку под определенным углом, зависящим от необходимой чувствительности измерения, и наливают спирт до нулевого положения трубки.

Трубка Пито показывает полное давление

$$p = p_c + \frac{\rho u^2}{2}, \quad (1)$$

где p_c — статическое давление в точке установления трубки, u — скорость потока, а ρ — плотность воздуха.

Следовательно, скорость потока равна

$$u = A \sqrt{\frac{2\Delta p}{\rho}}, \quad (2)$$

где A — коэффициент трубки (обычно близкий к единице), учитывающий ее формы и размер, а $\Delta p = p - p_c$.

Значение Δp определяется с помощью микроманометра; оно равно

$$\Delta p = l c \gamma \sin \varphi, \quad (3)$$

где l — перемещение мениска в наклонной трубке, φ — угол наклона трубки, γ — плотность спирта, а c — коэффициент микроманометра.

Таким образом, скорость потока в точке, где устанавливается трубка Пито, может быть вычислена по формуле

$$u = A \sqrt{\frac{2 l c \gamma \sin \varphi}{\rho}}. \quad (4)$$

§ 2. Методика поверки приемников давления, температуры, влажности и скорости ветра

Перед поверкой необходимо убедиться в исправности метеорографа, особенно его приемников.

1. Поверка приемника давления. Метеорограф устанавливают в барокамеру в таком же положении, как и при подъеме в атмосферу. Закрыв камеру наглухо, приступают к откачке из нее

воздуха. Перед началом понижения давления в барокамере необходимо отсчитать давление по ртутному барометру, ввести к нему необходимые поправки и проверить горизонтальность записи пера приемника давления метеорографа. Выкачивание и впускание воздуха следует производить равномерно, без скачков, со скоростью, примерно равной скорости подъема и спуска прибора при вертикальном зондировании атмосферы, с таким расчетом, чтобы получить чувствительность приемника для участков, соответствующих изменению давления на каждые 50—100 мб.

Если приемник давления не имеет термокомпенсатора и его чувствительность зависит, следовательно, от его температуры, то необходимо произвести определение влияния изменений температуры для различных значений давления. Эту операцию лучше всего проводить в термобарокамере, где прибор поверяется в условиях, близких к условиям, наблюдающимся при подъеме в атмосфере. При отсутствии термобарокамеры приемник давления может быть поверен в обычной барокамере. Для этого метеорограф помещают в ванночку со спиртом, охлажденным углекислотой до температуры -60° , -70° , а затем вместе с ванночкой в барокамеру.

Так как из смеси спирта и углекислоты происходит непрерывное выделение газа, повышающего давление в барокамере, необходимо приоткрыть кран насоса настолько, чтобы компенсировать давление газа, выделяемого жидкостью.

После поверки прибора в барокамере необходимо закрепить копоть на ленте барабана фиксажем. Если регистрация производится оптическим самописцем, то лента обрабатывается так же, как и обычная фотобумага.

Ординаты отсчитываются при подъеме по началу площадки, а при спуске — по концу, так как в первом случае отсчет соответствует моменту прекращения подъема, а во втором — моменту начала спуска. При этом исключается влияние возможной течи в барокамере.

Дополнительно к поверочному графику (рис. 93) необходимо построить график для величины поправки давления на разность температуры приемника 1° для значений давления, равных 1000, 950 мб и т. д., через 50 мб. Эта поправка определяется из соотношения

$$\Delta p = \frac{p_+ - p_-}{\Delta T}, \quad (5)$$

где p_+ и p_- — значения давления при положительной и отрицательной температуре поверки прибора для одной и той же ординаты, а ΔT — разность температур, при которых произведена поверка приемника давления метеорографа.

2. Проверка приемника температуры. Метеорограф с удаленным приемником влажности или термометр сопротивления погружается в ванночку со спиртом. Проверка производится при температурах +30, +15, -15, -30, -40, -50, -70°.

Особое внимание должно быть уделено созданию однородного поля температуры около термоприемника, погруженного в жидкость. Контрольный термометр следует устанавливать вблизи приемника температуры метеорографа так, чтобы резервуар термометра был на уровне термоприемника. Обработав ленту, снимают ординаты записей, а затем приступают к построению графика на миллиметровой бумаге.

Для биметаллических приемников линия, соединяющая точки на графике с различными значениями температуры, очень близка к прямой. Наличие на графике более одного или двух изломов указывает на неточность проведения проверки, в частности на плохое перемешивание спирта в ванночке и неоднородность поля температуры в ней. Для каждого участка кривой следует определить чувствительность по формуле

$$\Delta T = \frac{T_2 - T_1}{\Delta h}, \quad (6)$$

где T_2 и T_1 — контрольные отсчеты термометра на концах прямолинейного участка графика, а Δh — разность ординат концов этого участка.

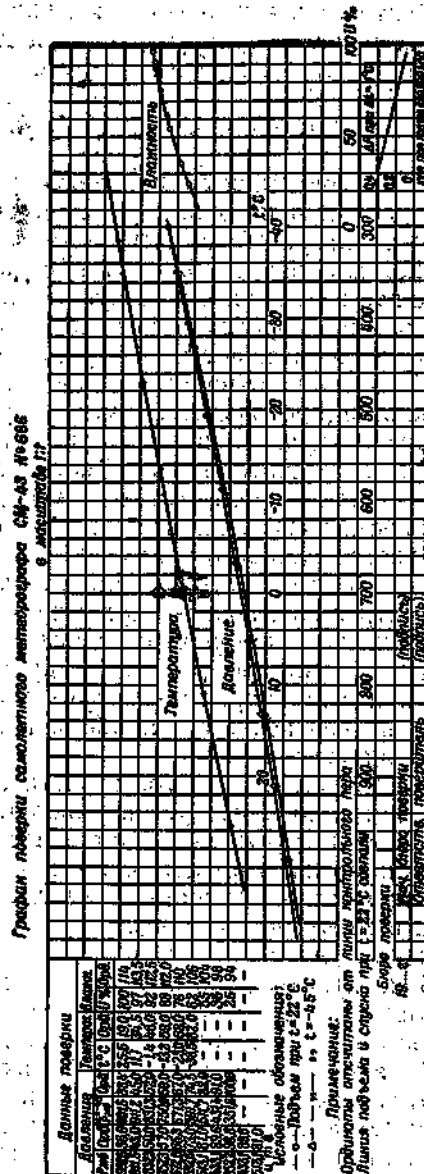


Рис. 93. График проверки самолётного метеорографа СМ-43.

В зависимости от назначения метеорографа чувствительность колеблется в пределах 0,4—1,3° на 1 мм ординаты записи.

Контрольная поверка приемника температуры на аэрологических пунктах производится при двух температурах — в помещении и на открытом воздухе — при разности температур, не меньшей 10°. Разность величины чувствительности между заводской и контрольной поверками не должна превышать 0,05°.

3. Поверка приемника влажности. Прибор устанавливают в гигростат, в котором путем подачи водяного пара из сосуда с водой, нагретой до температуры 70—80°, создается относительная влажность 100%. Прибор выдерживают 5—8 мин, пока он не запишет горизонтальную линию. После этого перекрывают крышками отверстия над сосудом с горячей водой. Последующее уменьшение влажности в гигростате производится ступенями по 10—15% до влажности окружающего воздуха. Уменьшение влажности производится путем кратковременного открывания дверцы шкафа. Во время выдержки прибора и отсчета вентиляторы гигростата и психрометра должны работать, а прибор записывать горизонтальную линию. Для дальнейшего понижения влажности до 20% открывают сосуд с серной кислотой.

Чувствительность приемника влажности должна быть в пределах от 3 до 7 % на 1 мм ординаты записи.

Контрольная поверка приемника влажности на пунктах аэрологического зондирования производится путем сопоставления показаний метеорографа и аспирационного психрометра в помещении и на открытом воздухе. Разность величин чувствительности по сертификату прибора и по контрольной поверке не должна превышать 2%.

4. Поверка анемометра аэростатного метеорографа. Метеорограф и трубка Пито устанавливаются в рабочей части аэродинамической трубы на специальных кронштейнах. Если запись пера анемометра представляет собой ряд последовательных зубцов, то чувствительность определяется по расстоянию между ними в миллиметрах при заданной скорости потока и заданном времени оборота барабана.

В первую очередь необходимо определить начальную чувствительность анемометра метеорографа, т. е. скорость потока, при которой он начинает работать. Для этого после установки прибора в рабочей части трубы включают вентилятор и повышают скорость потока до тех пор, пока полушария или мельничка анемометра не придут во вращение. В момент начала вращения необходимо произвести отсчет по микроманометру. Показания микроманометра переводятся в значения скорости ветра в м/сек.

Зная скорости потока и расстояния между зубцами, соответствующие этим скоростям, составляют поверочный график ане-

мометра метеорографа. В сертификате следует указать время оборота барабана метеорографа при испытании анемометра в трубе.

В. ОБРАБОТКА ЗАПИСЕЙ МЕТЕОРОГРАФОВ

На метеорограммах, получаемых при подъеме метеорографов любыми аэрологическими средствами, имеется несколько кривых, каждая из которых характеризует относительное изменение с высотой определенного метеорологического элемента: температуры, влажности или давления воздуха. Так как барабаны метеорографов приводятся во вращение, как правило, часовыми механизмами либо электродвигателями, то относительные изменения метеорологических элементов, регистрируемые прибором, могут быть получены при обработке метеорограммы как функции времени.

Абсолютные значения метеорологических элементов, регистрируемых метеорографами, можно получить только в том случае, если перед стартом отмечено начальное положение перьев прибора на ленте барабана и сделаны в это же время измерения давления, температуры и влажности воздуха с помощью абсолютных приборов. Имея начальные данные и зная чувствительность прибора по всем элементам, производят вычисления абсолютных значений метеорологических элементов для любой точки каждой кривой на метеорограмме.

Некоторые вопросы техники вычислений метеорологических элементов будут нами рассмотрены в следующих параграфах. Принципиально она состоит в определении по метеорограмме изменений метеорологических элементов относительно начальных значений. Абсолютные значения получаются путем алгебраического суммирования величин изменений с начальными значениями этих элементов, полученными при выдержке прибора перед подъемом в атмосферу.

На метеорограмме не регистрируется высота; она рассчитывается на основании данных давления и температуры по барометрической формуле. Таким образом, уже после обработки метеорограммы значения метеорологических элементов можно связать с высотами. Точность определения высоты, как это будет показано ниже, определяется точностью барометрической формулы, но главным образом точностью измерения давления и особенно температуры воздуха.

Обработка метеорограммы состоит из следующих элементов, или этапов:

- 1) подготовки метеорограммы к обработке;
- 2) выбора особых точек;
- 3) синхронизации точек, т. е. нахождения точек записи метеорологических элементов, соответствующих одному и тому же моменту времени;

- 4) нахождения значений давления, температуры и относительной влажности воздуха;
 - 5) вычисления высот по данным давления и температуры воздуха;
 - 6) определения значения давления, температуры и влажности воздуха для заданных высот;
 - 7) определения значений высоты, температуры и влажности воздуха для определенных изобарических поверхностей.
- Рассмотрим подробнее каждый из этих этапов.

§ 1. Подготовка метеорограммы к обработке

Приступая к обработке метеорограммы, в первую очередь следует тщательно проанализировать качество записей и убедиться в отсутствии каких-либо нарушений в работе метеоро-

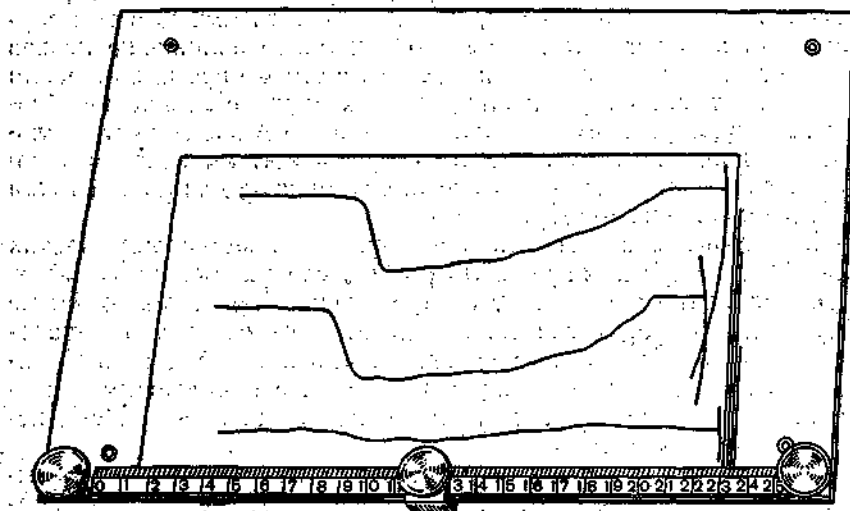


Рис. 94. Планшет для обработки метеорограмм.

графа. Во-первых, необходимо проверить правильность наложения бумаги на барабан метеорографа. Признаком правильного наложения, т. е. того, что лента на барабане прилегала плотно, является прямолинейность контрольной линии на ленте. Во-вторых, нужно убедиться в отсутствии скачков перьев во время подъема метеорографа, возникающих при сильной тряске прибора. При самолетном зондировании тряска прибора является обычно результатом неправильного крепления на амортизаторах. В-третьих, необходимо убедиться в отсутствии сцепления перьев в полете. В-четвертых, следует сопоставить показания метеоро-

графа в период выдержек в помещении и на воздухе или до подъема и после спуска.

Для обработки метеорограммы необходимо иметь каретку-планшет (рис. 94), целлулоидный градуированный угольник или каретку с подсветом (рис. 95), сертификат метеорографа и циркуль-измеритель.

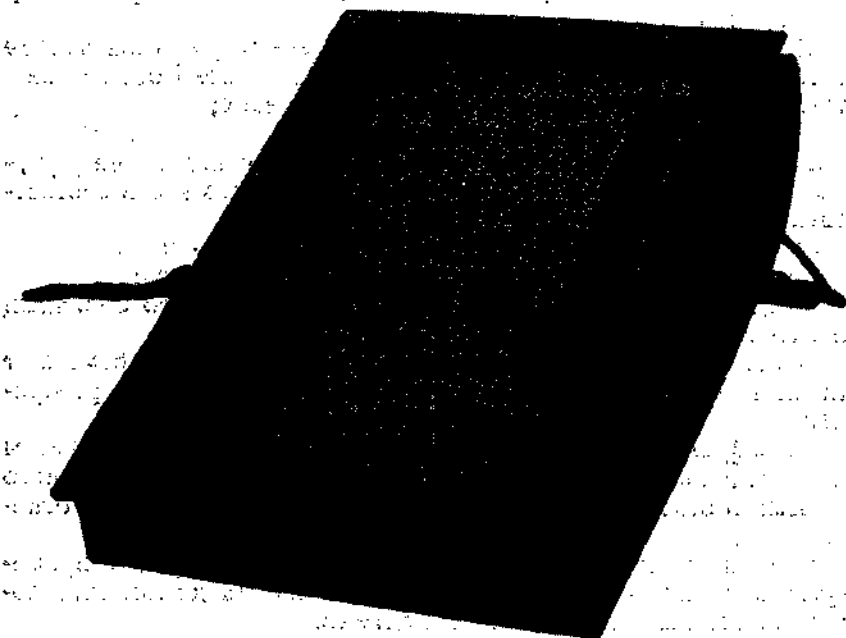


Рис. 95. Каретка с подсветом.

§ 2. Выбор особых точек

При выполнении установленного режима вертикального зондирования атмосферы кривая давления имеет плавный ход. Что касается кривых температуры и относительной влажности, то они и при правильном выполнении режима зондирования часто сопровождаются изломами или резкими изменениями угла наклона по отношению к линии записи контрольного пера. Точки изломов, а также точки концов участков записей с резким изменением угла наклона, поскольку они указывают на нарушения линейного изменения температуры и влажности воздуха с высотой, называются особыми точками. К ним относят также точки, соответствующие моментам времени снятия выдержки и макси-

мальной высоты подъема метеорографа, а также моментам каких-либо специальных наблюдений при самолетном или аэростатном зондировании атмосферы.

Таким образом, при обработке метеорограммы прежде всего на ней размечаются особые точки, а именно (рис. 96):

- 1) точки моментов снятия выдержки;
- 2) точки, соответствующие максимальной высоте подъема;
- 3) точки, соответствующие на термограмме началу и концу инверсии и изотермии;
- 4) точки, соответствующие началу и концу участков записи на термограмме с резким изменением угла наклона без соответствующего изменения записи на кривой давления;
- 5) точки, соответствующие максимумам и минимумам на кривой относительной влажности, а также началу и концу участков записи с резким изменением хода влажности без соответствующего изменения хода кривой давления;
- 6) точки, соответствующие моментам вхождения в облака, в зоны тумана, обледенения, осадков и выхода из них;
- 7) точки, соответствующие моментам взятия проб облачных элементов.

Особые точки п. 6 и 7 определяются по контрольным отметкам или по времени, записанному в журнале наблюдений бортаэролога.

Нахождение особых точек по времени производится с учетом скорости вращения барабана, которая определяется для каждого подъема в отдельности. Скорость вращения находится как отношение разности абсцисс точки взлета на кривой давления и точки достижения самолетом максимальной высоты подъема к промежутку времени, протекающему от момента взлета до момента достижения максимальной высоты подъема.

Предварительно следует нанести на линию контрольного пера точку, соответствующую моменту взлета, отложив расстояние, снятое от начальной дуги до момента взлета, на кривой давления.

Если кривые записи имеют плавный ход, то на кривой давления, кроме точек, соответствующих моментам взлета и максимальной высоты подъема, необходимо отметить несколько точек с расчетом, чтобы толщина слоя между ними не превышала 1,0—1,5 км.

§ 3. Синхронизация точек на кривых метеорограммы

Одним из наиболее важных элементов обработки метеорограммы является синхронизация точек на ее кривых, т. е. нахождение точек записей, соответствующих одному и тому же моменту времени. Отметив на кривой записи температуры точку,

Подъем N 118, М-Ф А-10 N 1,
14 II 1956 г. 11 час. 08 мин,
Внуково

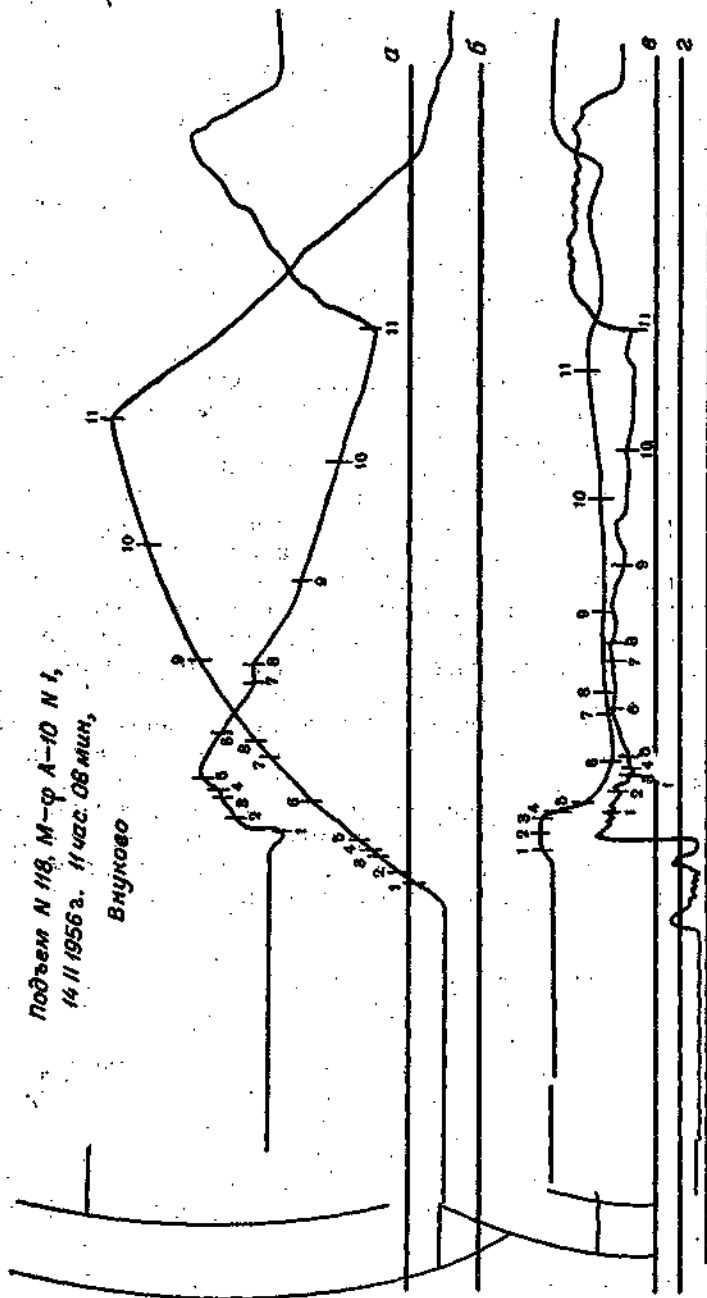


Рис. 96. Метеорограмма с разметками особых точек.

а, б, в, г — базисные линии для кривых записей влажности, давления, температуры и скорости.

соответствующую началу инверсии, необходимо нанести на кривых записи давления и относительной влажности точки, синхронные с этой особой точкой. Точность определения значений метеорологических элементов для каждой высоты определяется не только точностью вычисления соответствующего элемента данной кривой, но и точностью синхронизации.

Для синхронизации точек кривых метеорограммы необходимо знать относительное положение указателей (перьев) каждого элемента в один и тот же момент времени. Для этого перед зондированием на метеорограмме каждым пером прочерчиваются начальные дуги, а во время выдержки делаются небольшие штрихи (встряхиванием прибора).

Заметим, что перья приемников метеорографа производят запись на цилиндрической поверхности вращающегося барабана. Так как длина стрелок во время записи остается неизменной, то острие пера при изменении значений метеорологического элемента описывает окружность. При неподвижном барабане оно описывает не прямые линии, а дуги в виде части окружности на цилиндрической поверхности. В равные промежутки времени перья проходят по вращающемуся барабану равные отрезки по горизонтали. Поэтому для синхронизации точек кривых на метеорограмме достаточно отложить равные расстояния от начального ряда синхронных точек и провести через них дуги окружностей с помощью перьев на неподвижном барабане.

Синхронизация точек на кривых записей электрометеорографа значительно проще, так как пучки лучей, отражаемые зеркалами гальванометров, перемещаются по направлению, перпендикулярному движению ленты. Для синхронизации точек на кривых записи достаточно через нужную точку одной из них (температуры, влажности, давления или на базисной линии) провести вертикаль, на которой и окажутся измерения различных параметров, относящихся к одному и тому же моменту времени.

§ 4. Определение значений метеорологических элементов для особых точек на метеорограммах методом базисных линий

Для получения значений метеорологических элементов, соответствующих особым точкам на кривых метеорограммы, следует для каждой кривой нанести начальные линии, называемые базисными, от которых нужно производить измерения ординат. Для этого необходимо иметь поверочный график сертификата метеорографа, вычерченный в масштабе 1:1, т. е. в масштабе записей на метеорограмме, и данные метеорологических элементов, соответствующие моменту снятия двух выдержек. Проведение базисных линий для кривой температуры и кривой относительной влажности совершенно идентично, поэтому достаточно рас-

смотреть способ проведения одной из них, например для кривой температуры.

На кривой температуры поверочного графика находят значение температуры, соответствующее моменту снятия выдержки. Затем выбирают горизонтальную линию, отстоящую от точки температурной кривой поверочного графика, соответствующей температуре воздуха при выдержке, на 10—20 мм, которая и будет являться базисной линией на поверочном графике. Эту линию необходимо перенести на метеорограмму. Для этого с помощью циркуля-измерителя определяют ординату точки кривой на поверочном графике, соответствующей температуре при выдержке до подъема, и, не меняя раствора, переносят циркуль на метеорограмму так, чтобы одна игла была в точке с индексом «0», а другая — на линии, перпендикулярной линии контрольного пера. В точке расположения второй иглы с помощью последней делают засечку.

Аналогичным образом переносят ординату с поверочного графика для точки, соответствующей моменту выдержки в помещении или после спуска. Через эти две точки проводят линию, которая и является базисной линией кривой температуры на метеорограмме.

Несколько сложнее подготовка к проведению базисной линии для кривой давления на метеорограмме в том случае, если приемник давления не снабжен термокомпенсатором. Дело в том, что температура воздуха, а следовательно, и барокоробки метеорографа, при которой измеряется давление атмосферы при выдержках и подъеме прибора, как правило, не совпадает с температурой, при которой производится тарировка метеорографа в лабораториях поверки аэрологических приборов. Поэтому перед прочерчиванием базисной линии необходимо найти значение давления на кривой поверочного графика с учетом температуры воздуха при выдержке. Из поверочного графика находим изменения показания прибора при изменении температуры воздуха на 1° . Эту величину умножаем на величину алгебраической разности между температурой, при которой производилась поверка приемника давления метеорографа, и температурой воздуха при выдержке. Алгебраическая разность между значением атмосферного давления при выдержке и величиной полученной поправки дает значение давления при температуре поверки, которое является исходным для выбора базисной линии на поверочном графике.

Допустим, что температура воздуха при выдержке была $T_v = 25,5^\circ$, атмосферное давление $p_v = 1005$ ммб и что приемник давления был поверен при температуре $T = 15^\circ$, а изменение его показаний при изменении температуры на 1° составляло $\delta_p = 0,15$ ммб. Следовательно, разность температур равна $\Delta T = -10,5^\circ$, а изменение показаний приемника давления при

изменении температуры от 25,5 до 15,0° равно $\Delta p = \delta p \Delta T = -1,6$ мб. Отсюда следует, что исходное значение давления на кривой давления поверочного графика, округленное до целых единиц, равно $p = p_{\text{в}} - \Delta p = 1007$ мб.

Подобным же образом производится расчет давления с учетом разности температур при выдержке и поверке прибора для момента после спуска. В остальном проведение базисной линии для кривой давления не отличается от проведения базисных линий для кривых температуры и относительной влажности.

После проведения базисных линий для всех трех кривых метеорограммы можно приступить к нахождению абсолютных значений давления, температуры и влажности воздуха для синхронных точек. Определение значений метеорологических элементов производится путем измерения с помощью циркуля-измерителя расстояний по вертикали от особых точек на кривых до соответствующих им базисных линий. Затем, пользуясь поверочным графиком, по найденным ординатам с поверочного графика снимаются значения метеорологических элементов.

Значения давления вычисляются с точностью до 1 мб, температуры — до 0,1°, относительной влажности — до 1%.

Значения давления, снятые с поверочного графика, должны быть исправлены на влияние разностей между температурой при поверке приемника давления и температурой воздуха в особых точках.

У электрометеорографа базисная линия прочерчивается автоматически во время измерений.

§ 5. Введение поправок на скорость в показания метеорографа

Анализ метеорограмм, получаемых при зондировании на скоростных самолетах, требует особой тщательности, так как на показаниях приемников сказываются большие скорости полета.

После разметки особых точек, синхронизации их, проведения базисных линий и снятия ординат, определяют, как обычно, с помощью поверочных графиков сертификата значения давления, температуры и влажности воздуха. Затем полученные значения температуры и влажности воздуха должны быть исправлены на влияние скорости полета согласно формуле (2) (см. § 2 раздела А). Поправка зависит от высоты и скорости полета и должна всегда вычитаться из значения температуры, полученного по сертификату.

Введение температурных поправок к давлению, измеренному бароузлом, не компенсированным на температурное влияние, производят по неисправленной температуре, так как коробка давления работает в тех же условиях, что и термоприемник. Значения относительной влажности, снимаемые с метеорограммы с помощью поверочного графика, должны быть также исправ-

лены на влияние температуры по формуле (4) (см. § 2 раздела А).

Для получения истинного значения влажности воздуха необходимо значение влажности, полученное по метеорограмме и по верочному графику, умножить на поправочный коэффициент.

§ 6. Вычисление высот и построение графиков подъема

Как это следует из § 4, в результате обработки метеорограммы мы получаем для определенных моментов времени значения давления, температуры и влажности воздуха. Практическое использование этих данных возможно, если они отнесены к соответствующим высотам относительно поверхности земли или уровня моря.

Вычисление высот в аэрологии производится с помощью барометрической формулы, характеризующей изменение давления с высотой в свободной атмосфере. Хотя эта формула выведена для условий, когда воздух находится в покое относительно земной поверхности, но, как это показала экспериментальная проверка (наблюдения за аэростатами и стратостатами), она вполне применима и к движущейся атмосфере, если движение близко к горизонтальному. Теоретические исследования также показали, что пренебрежение движением воздуха приводит к погрешности, не превышающей 0,01 %.

Для обработки данных аэрологических измерений используется барометрическая формула в следующем виде:

$$\Delta z = 18\,400 \lg \frac{p_1}{p_2} + 18\,400 \lg \frac{p_1}{p_2} \frac{t_m}{273}, \quad (1)$$

где p_1 — давление у нижней границы и p_2 — давление у верхней границы слоя, а t_m — средняя температура слоя.

Первый член правой части выражения (1) можно обозначить через Δz_0 . Он характеризует толщину слоя с давлением p_1 у основания и p_2 у вершины при температуре 0° .

Второй член правой части выражения (1) отличается от первого лишь множителем $\frac{t_m}{273}$ и представляет собой поправку Δz на температуру, так что

$$\Delta z = \Delta z_0 + \frac{t_m}{273} \Delta z_0. \quad (2)$$

Знак поправки определяется знаком средней температуры.

Для определения поправочного члена можно воспользоваться номограммой (рис. 97), на оси ординат которой отложены значения толщины слоя Δz_0 при температуре 0° (наклонные линии обозначают среднюю температуру слоя t_m), а на оси абсцисс — величина поправки $\frac{t_m}{273} \Delta z_0$.

Абсолютные высоты вычисляют путем последовательного алгебраического суммирования толщины слоев и поправок. В качестве нулевой высоты принимается высота пункта зондирования над уровнем моря.

После вычисления высот по формуле (2) строится график давления, температуры и влажности воздуха в функции высоты. Для этого по оси абсцисс на миллиметровом листе бумаги откладывают значения давления в масштабе $1 \text{ см} — 20 \text{ мб}$, темпе-

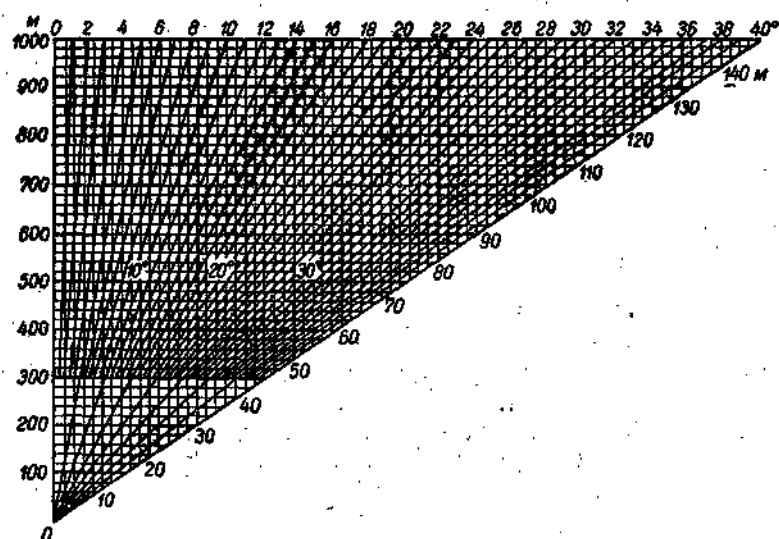


Рис. 97. Номограмма для определения температурной поправки на толщину слоя.

ратуры в масштабе $1 \text{ см} — 2^\circ$ и относительной влажности в масштабе $1 \text{ см} — 10\%$, а по оси ординат — высоту в масштабе $1 \text{ см} — 200 \text{ м}$. Градуировка оси абсцисс производится так, чтобы давление убывало слева направо, а влажность и температура — справа налево. Точки пересечения линий высот с соответствующими им температурами или значениями влажности соединяются прямыми линиями. Точки давления соединяются при помощи аэрологического лекала, представляющего собой график распределения давления с высотой в стандартной атмосфере.

На рис. 98 дан пример графика, построенного по результатам самолетного подъема. С подобного графика можно легко снять значение метеорологических элементов для любой высоты, как и высоту для любого значения метеорологического элемента.

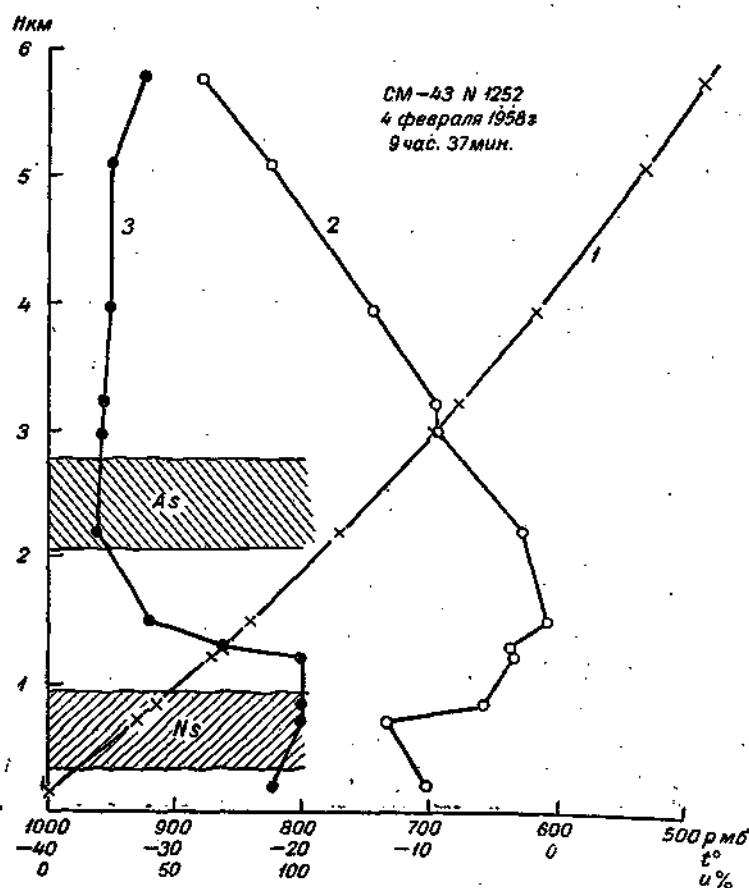


Рис. 98. График результатов самолетного зондирования атмосферы.

1 — давление, 2 — температура, 3 — относительная влажность.

§ 7. Обработка анеометрических записей аэростатного метеорографа

Анемограмма представляет собой обычно пилообразную кривую. При вычислении скорости ветра на некоторой высоте подъема аэростата необходимо подсчитать число полных промежутков между вершинами пилообразной кривой за интервал времени пребывания прибора на площадке, а затем среднюю длину (вдоль оси абсцисс) одного промежутка с точностью до 0,1 мм. По величине средней длины одного промежутка находят

из сертификата анемометра метеорографа скорость ветра с точностью до 0,1 м/сек.

Время полного оборота барабана метеорографа указано в сертификате. Если истинное время полного оборота барабана не совпадает с указанным в сертификате, то необходимо значение средней длины одного промежутка между вершинами пилообразной кривой привести к тарировочной с помощью соотношения

$$L_{\text{тар}} = \frac{L_{\text{ср}} \tau_1}{\tau_0}, \quad (3)$$

где $L_{\text{ср}}$ — среднее значение длины одного промежутка по данным измерений на площадке, τ_1 — наблюдаемое время полного оборота барабана, τ_0 — время полного оборота барабана по сертификату.

К особым точкам анемограммы при измерениях на подъеме и спуске привязного аэростата относятся точки, соответствующие минимуму и максимуму скорости ветра, т. е. соответствующие наибольшим и наименьшим расстояниям между вершинами пилообразной кривой. Для получения средней скорости ветра в особой точке необходимо определить длину участка пилообразной кривой так, чтобы особая точка была его серединой. Полученную скорость ветра условно относят к высоте синхронной точки на барограмме.

При этом следует учесть, что как при подъеме, так и при спуске на показания анемометра влияют горизонтальные смещения аэростата. При сдавании троса аэростат несколько уносит ветром, и поэтому прибор, ориентированный против ветра, смещается в направлении потока. В этом случае его показания будут несколько ниже истинной скорости ветра. Скорость горизонтального смещения метеорографа равна

$$\Delta u = v \cos \delta, \quad (4)$$

где v — скорость сдавания троса, а δ — вертикальный угол, под которым виден аэростат.

При выборе троса аэростат вместе с прибором подтягивается против ветра к лебедке, поэтому показания анемометра метеорографа будут выше истинной скорости ветра.

Следовательно, скорость ветра, измеренная при подъеме и спуске привязного аэростата, равна

$$u = u_n \pm \Delta u, \quad (5)$$

где u_n — скорость ветра по прибору; знак плюс относится к подъему, а минус — к спуску.

§ 8. Погрешности в определении высоты по давлению и температуре

При выводе формулы (1)¹ среднее барометрическое значение температуры воздуха было заменено среднеарифметическим значением температуры слоя атмосферы, толщина которого определяется. Кроме того, использовалось уравнение Клапейрона для сухого воздуха, а поэтому не учтено влагосодержание атмосферного воздуха. Эти допущения вносят ошибки в расчеты высот.

Рассмотрим сначала погрешность в определении высоты с помощью барометрической формулы за счет пренебрежения содержанием водяного пара в атмосфере. Уравнение Клапейрона для влажного воздуха можно записать в виде

$$\rho = \frac{p}{RT_v} \quad (6)$$

В этой формуле T_v — виртуальная температура, т. е. та температура, которую должен иметь сухой воздух, чтобы при том же давлении его плотность равнялась плотности влажного воздуха.

Из курса метеорологии известно, что

$$T_v = (1 + 0,604q) T, \quad (7)$$

где T — температура влажного воздуха, а q — удельная влажность (в граммах водяного пара на грамм влажного воздуха).

Пренебрежение влагосодержанием воздуха при выводе формулы (1) приводит к преувеличению плотности воздуха на высотах, а следовательно, и к занижению высоты. Однако относительная погрешность определения высоты в связи с этим не превышает 1%. Следовательно, с учетом точности измерения давления, температуры и влажности воздуха при помощи метеорографа введение поправок на влагосодержание воздуха при вычислении высоты не имеет практического смысла.

Изменение температуры воздуха с высотой между особыми точками термограммы можно принять линейным. Следовательно, решение основного уравнения статики нужно найти в предположении линейного изменения температуры воздуха в свободной атмосфере с высотой. В этом случае T нужно заменить на $T_0 - \gamma z$, где T_0 — температура воздуха у основания рассматриваемого столба воздуха, а γ — вертикальный градиент температуры.

Решение уравнения статики с учетом сказанного дает следующее выражение:

$$\frac{T_0 - \gamma z}{T_0} = \left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{R\gamma}{g}} \quad (8)$$

¹ А. Х. Хргиан. Физика атмосферы. Гос. изд-во физ.-мат. литературы, М., 1958.

Практическое использование формулы (8) представляет значительные трудности и слишком громоздко, особенно при частых изменениях вертикального градиента температуры. Чем больше толщина слоя, тем больше погрешность определения высоты в сторону ее завышения при пользовании формулой (1) вместо формулы (8).

Однако основные ошибки в определении высоты кроются не столько в барометрической формуле, сколько в недостаточной точности измерения давления и температуры воздуха. Рассмотрим погрешность в определении высоты, обусловленную неточным определением давления по барометру при выдержке метеорографа перед подъемом, неправильной работой прибора в полете и, наконец, неправильной обработкой метеорограммы. Дифференцируя уравнение статики, получим в конечных приращениях

$$\Delta'z = B \left(\frac{\Delta p}{p} - \frac{\Delta p_0}{p_0} \right). \quad (9)$$

Обозначим погрешность, обусловленную неправильным отсчетом барометра при выдержке, через $\Delta'p$. Знак $\Delta'p$ будет одинаков для всех точек кривой записи приемника давления. Через $\Delta''p$ обозначим суммарную погрешность в измерении изменения давления метеорографом и погрешность в обработке барограммы. Знак $\Delta''p$ может быть положительным или отрицательным. В связи с этим выражение (9) можно записать в виде

$$\Delta'z = B \left(\frac{\Delta'p}{p} \pm \frac{\Delta''p}{p} - \frac{\Delta'p_0}{p_0} \pm \frac{\Delta''p_0}{p_0} \right). \quad (10)$$

Если считать, что погрешность в обработке барограммы одинакова для всех точек, то

$$\Delta'z = B \left(\frac{p_0 - p}{p_0 p} \Delta'p \pm \frac{p_0 + p}{p_0 p} \Delta''p \right). \quad (11)$$

Из выражения (11) следует, что погрешность в отсчете барометра при выдержке сказывается тем больше, чем больше разность давлений у основания и вершины рассматриваемого столба воздуха, т. е. чем больше толщина слоя.

Что касается погрешности в обработке кривой записи давления, то она тем больше, чем больше сумма давления у нижнего и верхнего оснований слоя. Чем меньше давление на верхней границе слоя, тем, казалось бы, должна быть меньше роль погрешности в определении давления по барограмме. Однако это не так, поскольку в таком случае значение произведения $p_0 p$ уменьшается настолько, что погрешность возрастает.

Рассмотрим для примера схему расчета $\Delta''p$ для аэростатного метеорографа ЦАО, выполненного В. А. Девятовой. Величина $\Delta''p$ складывается из следующих составляющих:

1) погрешности, обусловленной молекулярной структурой металла барокоробок, проявляющейся в явлениях гистерезиса и упругого последействия. Ее можно принять равной нулю, так как при поверке кривые подъема и спуска совпадали. Следует учесть, что диапазон давления, измеряемого аэростатным метеорографом, мал и находится в пределах от 1000 до 700 мб;

2) погрешности за счет трения в сочленениях передаточных механизмов. Эта погрешность определяется путем измерения застоя пера на барабане при небольшом сотрясении прибора. Крайние отклонения пера составляли 0,5—0,7 мм, а наибольшее среднее отклонение $\pm 0,2$ мм. Так как чувствительность записи приемника давления 7 мб/мм, то погрешность в измерении давления $\Delta_1'' p = 7 \times 0,2 = \pm 1,4$ мб;

3) погрешности при проведении базисной линии для кривой записи давления, которая оказалась равной $\pm 0,3$ мм, откуда $\Delta_2'' p = 7 \times 0,3 = \pm 2,1$ мб;

4) погрешности снятия ординат с ленты метеорографа. Она составляет $\pm 0,2$ мм, тогда $\Delta_3'' p = 7 \times 0,2 = \pm 1,4$ мб;

5) погрешности определений значения давления по поверочной кривой, которая составляет $\pm 0,2$ мм, а $\Delta_4'' p = 7 \times 0,2 = \pm 1,4$ мб.

Так как все перечисленные погрешности являются случайными и независимыми, то средняя квадратичная погрешность равна

$$\sigma(\Delta'' p) = \pm \frac{1}{3} \sqrt{(\Delta_1'' p)^2 + (\Delta_2'' p)^2 + (\Delta_3'' p)^2 + (\Delta_4'' p)^2}, \quad (12)$$

а максимальная погрешность

$$(\Delta'' p)_{\text{макс}} = 3\sigma(\Delta'' p) = \pm 3,3 \text{ мб.}$$

Эти величины были нами приведены в § 5 гл. III при оценке погрешности измерения давления аэростатным метеорографом ЦАО. Описанная схема расчета может быть использована для оценки погрешности измерения температуры и влажности воздуха. Ею не учтены только погрешности поверки приборов.

Толщина слоя воздуха между двумя изобарическими уровнями определяется, согласно уравнению (1), величиной средней температуры воздуха в этом слое. Элементарный расчет показывает, что ошибка в определении температуры даже на 1° дает довольно большую погрешность в определении толщины слоя, а следовательно, и высоты изобарической поверхности относительно уровня 1000 мб (табл. 17, при $\Delta T = 1^\circ$).

Таблица 17

	Давление, мб					
	700	500	300	200	100	50
Δz м	10	20	35	47	67	88

Эта погрешность, как видим, тем больше, чем больше разность между давлением на нижнем и верхнем уровнях.

Таким образом, в целях уменьшения погрешности в определении высоты как за счет погрешности в определении средней температуры слоя, так и за счет погрешности в отсчете барометра при выдержке и обработке метеорограммы необходимо брать слои не очень большой толщины. Вот почему даже при линейном изменении температуры воздуха с высотой от начала и до конца подъема метеорографа рекомендуется обрабатывать слои толщиной, не превышающей 1,0—1,5 км.

Из табл. 17 следует вывод, что для повышения точности определения высот изобарических поверхностей необходимо особое внимание уделить повышению точности измерения температуры.

Случайные погрешности в определении температуры и высоты обуславливаются неточностью а) поверки узлов температуры и давления метеорографа, б) определения положения пера давления, в) выдержки приемника температуры и ошибками при обработке метеорограммы.

Наиболее существенными являются погрешности поверки и выдержки прибора. В табл. 18 даны максимальные значения случайных погрешностей в определении температуры воздуха ΔT и высоты Δz на стандартных уровнях для самолетного зондирования (по данным С. И. Соколова).

Из таблицы видно, что погрешность в определении температуры и высоты с поднятием возрастает. Что касается относительной погрешности в определении высоты, то выше 1—2 км она остается порядка 2,2—2,5%.

Таблица 18

	z км					
	0,5	1,0	2,0	3,0	4,0	5,0
ΔT°	1,3	1,4	1,7	2,0	2,2	2,5
Δz м	28	34	50	67	87	113
δz %	5,6	3,4	2,5	2,2	2,2	2,3

Высоким качеством поверки метеорографов и тщательной выдержкой приборов перед зондированием атмосферы можно добиться того, чтобы погрешность в определении температуры воздуха и высоты была значительно меньше, чем приведенная в табл. 18.

К случайным погрешностям измерения температуры при самолетном зондировании атмосферы относятся также погрешности, связанные с ошибками измерения воздушной скорости по-

лета самолета. Погрешность в измерениях воздушной скорости приводит к погрешности в скоростной поправке на показания термометра.

Скоростная поправка на показания термометра метеорографа, как уже известно, равна

$$\Delta T = r_t \frac{v^2}{2000},$$

где v — скорость полета, r — коэффициент восстановления, значение которого близко к 1 (например, для термометра электрометеорографа около 0,90—0,95), а предельная погрешность этой поправки

$$\Delta(\Delta T) = \frac{2r_t v}{2000} \Delta v = \frac{r_t v}{1000} \Delta v.$$

Полученное выражение дает возможность оценить, с какой точностью следует измерять скорость полета самолета, чтобы погрешность в определении температуры за счет погрешности скоростной поправки не превышала заданной величины. Результаты такого расчета для $\Delta(\Delta T) = \pm 0,1^\circ$ приведены в табл. 19.

Таблица 19

v м/сек	30	40	50	60	100	200	300
Δv м/сек	3,3	2,5	2,0	1,7	1,0	0,5	0,3
$\frac{\Delta v}{v}$ %	11,0	6,2	4,0	2,8	1,0	0,25	0,1

Из этой таблицы видно, что чем больше скорость полета, тем с большей точностью необходимо измерять скорость, чтобы скоростная поправка обеспечила расчет температуры с заданной точностью. Истинную воздушную скорость самолета рассчитывают по формуле

$$v = v_i + (\pm \Delta_n v) + (\pm \Delta_p v),$$

где $\Delta_n v$ — инструментальная поправка указателя скорости, снимаемая с поверочного графика, $\Delta_p v$ — методическая поправка на изменение плотности воздуха с высотой, а v_i — скорость по прибору.

Точность определения истинной скорости зависит от точности отсчета показания указателя скорости или снятия показания с ленты метеорографа или электрометеорографа, а также от точности определения поправок $\Delta_n v$ и $\Delta_p v$. Так как перечисленные погрешности не зависят друг от друга, то абсолютная погрешность в определении истинной скорости равна

$$\Delta v = \pm \sqrt{(\Delta_n v)^2 + (\Delta \Delta_n v)^2 + (\Delta \Delta_p v)^2},$$

где $\Delta_n v$ — погрешность отсчета показания указателя скорости, $\Delta \Delta_n v$ — погрешность из-за неточности инструментальной по-

правки, а $\Delta\Delta_p v$ — погрешность из-за неточности методической поправки.

Погрешность отсчета $\Delta_{\text{д}} v$ зависит от цены деления шкалы прибора или чувствительности записи и точности отсчета показаний бортаэрологом. Максимальная погрешность отсчета не превышает половины деления шкалы указателя скорости; она равна ± 5 км/час.

Погрешность $\Delta\Delta_{\text{д}} v$ зависит от ошибки указателя скорости из-за неточного измерения приемником давления величины скоростного напора и статического давления, а также от погрешности поверки прибора. Величина $\Delta\Delta_{\text{д}} v$ зависит от скорости следующим образом:

v км/час	125	180	220	280	360	500
$\Delta\Delta_{\text{д}} v$ км/час	6,0	6,2	6,4	6,6	7,0	7,9

Погрешность $\Delta\Delta_p v$ обусловлена погрешностью, допускаемой при определении температуры воздуха и атмосферного давления, а также несовершенством способов расчета методической поправки $\Delta_p v$. Таким образом, $\Delta\Delta_p v$ зависит от высоты и скорости полета. Так, например, в слое до высоты 2,0—4,0 км она равна:

v км/час	125	180	220	280	360	500
$\Delta\Delta_p v$ км/час	1,3	1,9	2,3	3,2	4,8	8,9

Суммарная абсолютная и относительная предельная погрешности в определении истинной воздушной скорости самолета для указанной области высот составляют

км/час	125	180	220	280	360	500
Δv км/час	7,9	8,2	8,4	8,9	9,8	12,9
$\frac{\Delta v}{v}$ %	6,3	4,5	3,8	3,2	2,7	2,6

Сопоставляя эти данные с данными табл. 19, видим, что при скорости полета 360 км/час погрешность скоростной поправки приводит к погрешности измерения температуры, не превышающей $\pm 0,27^\circ$. Вероятная погрешность для этой скорости полета равна $\pm 0,06^\circ$. При обычных измерениях температуры воздуха на высотах можно пренебречь этой погрешностью. Но она имеет существенное значение при исследованиях пульсаций температуры воздуха на скоростных самолетах.

Рассмотрим теперь систематические погрешности измерений температуры, обусловленные влиянием солнечной радиации, а также связанные с инерцией чувствительных элементов.

Влияние радиации на показания термометров самолетных метеорографов исключительно мало. Это видно из следующего

расчета, сделанного В. Г. Кастровым, для самолетного метеорографа СМ-43. Пусть I — интенсивность солнечной радиации, α — угол падения на плоскость решетки, r — средний по спектру коэффициент отражения материала (алюминия), ρ — плотность воздуха, а v — скорость воздушного потока (полета самолета). Тогда перегрев воздуха, омывающего решетку, равен

$$\Delta T = \frac{(1-r) I \cos \alpha}{c_p \rho v}, \quad (13)$$

где c_p — удельная теплоемкость воздуха при постоянном давлении.

Эта формула справедлива в предположении, что воздуху передается вся энергия, поглощаемая решеткой шахты СМ-43.

Так как величина $I \cos \alpha$ в наиболее благоприятном случае имеет порядок $1 \text{ кал см}^{-2} \text{ мин}^{-1}$, т. е. $0,02 \text{ кал см}^{-2} \text{ сек}^{-1}$ и $r = 0,4$, то для высоты 5 км , где $\rho \approx 0,75 \cdot 10^{-3} \text{ г/см}^3$ и $v = 60 \text{ м/сек}$, максимальный перегрев равен

$$\Delta T_{\text{макс}} = \frac{0,6 \cdot 0,02}{0,24 \cdot 0,75 \cdot 10^{-3} \cdot 60 \cdot 10^2} = 0,011^\circ.$$

Расчеты В. Г. Кастрова показали также, что перегрев приемника температуры самолетного метеорографа, вызываемый попаданием на приемник прямых лучей солнца через переднее и заднее отверстия шахты, наблюдаемым обычно утром и вечером, не превышает $0,01^\circ$. Указанные величины перегрева находятся в пределах точности измерений температуры метеорографами.

Перейдем теперь к рассмотрению другой систематической погрешности измерения температуры, связанной с инерцией приемника температуры метеорографа. Если температура воздуха изменяется с высотой линейно, то, решая уравнение (1) [раздел А гл. IV], получим выражение, аналогичное (27), гл. II,

$$\Delta T = T_n - T = -\gamma \lambda W + (T_{n,0} - T_0 + \gamma \lambda W) e^{-\frac{z-z_0}{\lambda W}}, \quad (14)$$

где $T_{n,0}$ и T_0 — показания прибора и истинная температура воздуха на начальном уровне z_0 , T_n и T — показания прибора и истинная температура воздуха на уровне z , γ — вертикальный градиент температуры в слое $z - z_0$, а λ — коэффициент инерции приемника температуры.

При постоянной скорости набора высоты и для $z \gg z_0$, когда $e^{-\frac{z-z_0}{\lambda W}} \rightarrow 0$, погрешность является величиной постоянной; она равна $\Delta T = -\gamma \lambda W$.

Если же температура воздуха с высотой изменяется нелинейно, то зависимость является более сложной. Особый интерес представляет случай линейно-ломаного профиля температуры, наблюдающегося при наличии инверсии температуры в свободной атмосфере. Благодаря инерции приемника температуры ме-

теорографа, как это показал Л. А. Пахомов, возникает погрешность не только в измерениях температуры, но и в определениях высоты и мощности инверсионного слоя.

Обозначим через γ_1 , γ_2 и γ_3 вертикальные градиенты температуры в подынверсионном, инверсионном и надынверсионном слоях. Погрешности измерений температуры на границах и внутри слоя инверсии описываются следующими формулами:

$$(15) \quad \left\{ \begin{aligned} \Delta_1 T &= T_{n,1} - T = -\gamma_1 \lambda W + (T_{n,0} - T_0 + \gamma_1 \lambda W) e^{-\frac{z_1 - z_0}{\lambda W}} \\ &\quad \text{(в подынверсионном слое)} \\ \Delta_2 T &= T_{n,2} - T = -\gamma_2 \lambda W + (\gamma_2 - \gamma_1) \lambda W e^{-\frac{z - z_1}{\lambda W}} \\ &\quad \text{(в инверсионном слое),} \\ \Delta_3 T &= T_{n,3} - T = -\gamma_3 \lambda W + \\ &\quad + \lambda W \left[\gamma_3 - \gamma_2 + (\gamma_2 - \gamma_1) e^{-\frac{z_2 - z_1}{\lambda W}} \right] e^{-\frac{z_3 - z_2}{\lambda W}} \\ &\quad \text{(в надынверсионном слое).} \end{aligned} \right.$$

Высоты границ инверсионного слоя определяются с погрешностью

$$\left. \begin{aligned} \Delta z_1 &= z_1 - z_{n,1} = -\lambda W \ln \frac{\gamma_2}{\gamma_2 - \gamma_1} \\ \Delta z_2 &= z_2 - z_{n,2} = -\lambda W \ln \frac{\gamma_3}{(\gamma_2 - \gamma_1) e^{-\frac{z_2 - z_1}{\lambda W}} - (\gamma_3 + \gamma_2)} \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

а толщина инверсионного слоя

$$\Delta(\Delta z) = -\lambda W \ln \frac{\gamma_3}{\gamma_2 \left(\frac{\gamma_3 - \gamma_2}{\gamma_2 - \gamma_1} + e^{-\frac{\Delta z}{\lambda W}} \right)}. \quad (17)$$

Из последнего выражения видно, что знак погрешности в определении толщины инверсионного слоя зависит от характера изменения температуры воздуха с высотой в подынверсионном и надынверсионном слоях. В частности, если $\gamma_3 \neq \gamma_1$, то

$$\left. \begin{aligned} \Delta(\Delta z) &> 0, \quad \text{когда} \quad \frac{\gamma_2^2 - \gamma_3 \gamma_1}{\gamma_2^2 - \gamma_2 \gamma_1} > e^{-\frac{\Delta z}{\lambda W}} \\ \Delta(\Delta z) &< 0, \quad \text{когда} \quad \frac{\gamma_2^2 - \gamma_3 \gamma_1}{\gamma_2^2 - \gamma_2 \gamma_1} < e^{-\frac{\Delta z}{\lambda W}} \\ \Delta(\Delta z) &= 0, \quad \text{когда} \quad \frac{\gamma_2^2 - \gamma_3 \gamma_1}{\gamma_2^2 - \gamma_2 \gamma_1} = e^{-\frac{\Delta z}{\lambda W}} \end{aligned} \right\} \quad (18)$$

Наконец, погрешность в определении интенсивности инверсии равна

$$\Delta(\Delta T) = (\gamma_3 - \gamma_2)(z_n - z_1) + \gamma_3 \Delta(\Delta z). \quad (19)$$

В табл. 20 приведены величины параметров атмосферы, получаемых с помощью самолетного метеорографа СМ-43 или электрометеорографа для частного случая, когда $\gamma_1 = \gamma_3 = 0.65^\circ/100 \text{ м}$, $\gamma_2 = -3^\circ/100 \text{ м}$, а $\Delta z = 100 \text{ м}$.

Таблица 20

Параметр	СМ-43	Электрометеорограф
$(\Delta z)_n \text{ м}$	179	126
$(\Delta T)_n^\circ$	0,2	0,1
$\gamma_{2, n}^\circ/100 \text{ м}$	1,6	2,3

Из таблицы видно, что наиболее существенными являются погрешности в определении толщины инверсионного слоя и градиента температуры в нем. Более точно инверсионные слои отмечаются электрометеорографом. При этом следует учитывать, что в случаях, когда $\Delta z < \Delta(\Delta z)$, такой слой инверсии не будет обнаружен самолетным зондированием, а прибор может отметить вместо него только замедленное падение температуры с высотой.

Учет погрешностей в измерении влажности воздуха волосным или пленочным гигрометром представляет большие трудности, так как характеристики этих приемников не являются линейными, а инерция зависит не только от скорости и высоты полета, но также от давления, температуры и влажности воздуха.

Глава V

МЕТОД РАДИОЗОНДОВ

Первые шаги в области исследований высоких слоев атмосферы были связаны с полетами свободных аэростатов. Стремление удешевить метод исследований, сделать наблюдения более систематическими, улучшить их качество и увеличить достигаемые высоты выдвинуло идею подъема малого воздушного шара, выпускаемого в полет с автоматическим прибором без наблюдателей. Этот способ зондирования получил название метода шаров-зондов.

Метод шаров-зондов состоит в том, что к резиновому или другому шару, наполненному водородом и потому обладающему свободной подъемной силой, подвешивается легкий метеорограф. Шар выпускается в свободный полет и поднимается до тех пор, пока оболочка не лопнет. Тогда метеорограф начинает падать на землю. После нахождения прибора производится обработка его записи.

Для того чтобы после разрыва оболочки метеорограф опустился на землю со скоростью, безопасной для прибора и записи, применяют парашюты. Этой же цели служит подъем метеорографа на двух шарах. В таком случае после разрыва оболочки одного шара метеорограф начинает падать и второй шар, подобно парашюту, тормозит спуск прибора.

Метеорографы, применявшиеся в методе шаров-зондов, имели малоинерционные приемники температуры и влажности и обладали малым весом. Легкий прибор дает возможность достигнуть большей высоты, так как при той же самой подъемной силе требует меньшего наполнения шара, т. е. меньшего растяжения оболочки.

Применение метода шаров-зондов оказалось целесообразным там, где находимость выпущенных приборов достаточно велика. Например, в Павловске, где этот метод был введен с 1902 г., применение его не дало хороших результатов ввиду частых потерь приборов. В то же время в центральных районах Европей-

ской территории СССР и на Украине метод шаров-зондов вполне себя оправдал, так как возврат приборов превышал 90%.

Не найдя применения в оперативной работе службы погоды, этот метод явился очень ценным средством для научно-исследовательских целей, а именно для изучения структуры атмосферы, включая и стратосферу. Учащенное зондирование атмосферы с помощью шаров-зондов внесло большой вклад в изучение атмосферных процессов по исследованию строения и эволюции фронтов в свободной атмосфере, положения тропопаузы и т. д. Теодолитные наблюдения над шарами-зондами дали возможность получить представление о распределении ветра до больших высот.

Идея метода шаров-зондов нашла применение в проведении исследований с помощью шаров-зондов или автоматических аэростатов (см. гл. III), на которых поднимаются приборы не только для измерения давления, температуры и влажности воздуха, но и для изучения состава воздуха, содержания озона, интенсивности и природы космической радиации, электрического состояния высоких слоев атмосферы и т. д. Развитие метода шаров-зондов привело к изобретению радиозонда.

§ 1. Основы метода радиозондов

Метод радиозондов имеет ряд преимуществ по сравнению с другими методами зондирования атмосферы. В методах исследования атмосферы с помощью аэростатов и самолетов результаты измерений могут быть получены только после спуска метеорографов, иногда спустя несколько часов после начала подъема. Кроме того, эти методы не всегда обеспечивают необходимые для службы погоды высоты зондирования. В методе шаров-зондов результаты записи метеорографа возможно обработать только после нахождения прибора.

В отличие от этих способов, при радиозондировании результаты измерений становятся известными (принимаются по радио в пункте выпуска радиозонда) уже во время подъема прибора.

Независимость получения данных от возвращения приборов дает возможность с успехом производить подъемы радиозондов в полярных районах, над морями и океанами (с кораблей и на островах), в пустынях и т. д. Это обеспечивает регулярные исследования свободной атмосферы в таких районах до высот, не доступных другим видам зондирования. Кроме того, радиозонды применимы в любых условиях погоды.

Наряду с определением давления, температуры и влажности при подъеме радиозондов проводятся измерения ветра при любой погоде и в любое время суток с помощью радиопеленгационной или радиолокационной установки, а в случае прямой видимости радиозонда посредством теодолитных наблюдений.

Наконец, дополнительные приспособления дают возможность определять высоту нижней и верхней границ облачных слоев, облечения, вертикальных движений и пр.

Таким образом, с помощью радиозонда можно осуществить целый комплекс важнейших аэрологических измерений, что наряду с другими его преимуществами и привело к быстрому развитию метода радиозондов в последние годы.

Изобретателем радиозонда и метода его применения и использования является, как уже говорилось выше, выдающийся советский ученый П. А. Молчанов. Он впервые осуществил идею телеизмерений метеорологических элементов с помощью радио.

Метод радиозондов состоит в том, что к выпущенному в свободный полет шару, наполненному водородом, подвешивается прибор (радиозонд), в котором приемники метеорологических элементов управляют сигналами легкого радиопередатчика. При подъеме радиозонд автоматически посылает условные радиосигналы, соответствующие показаниям прибора. Приняв эти сигналы на земле и расшифровав их, получают значения метеорологических элементов на различных высотах.

Наряду с выпуском в свободный полет на шаре, наполненном водородом, радиозонды могут устанавливаться на самолетах, аэростатах или других летательных аппаратах. Имеются радиозонды, которые сбрасывают с самолета или свободного аэростата; они производят зондирование не снизу вверх, как обычно, а сверху вниз.

В отличие от метеорографа, радиозонд, кроме приемников метеорологических элементов, имеет кодирующее устройство, преобразующее показания приемников в радиосигналы, и радиоблок. Последний включает коротковолновый или ультракоротковолновый передатчик, излучающее устройство и источники электрического питания. Для получения данных о скорости и направлении ветра применяется пеленгируемый передатчик или передатчик-ответчик.

Дальность действия передачи радиозонда составляет около 150—200 км, что соответствует 1,5—2 час. его непрерывной работы.

Прием сигналов радиозондов осуществляется с помощью обычных или специализированных радиоприемников и радиолокационной аппаратуры. Наиболее простой способ приема — слуховой, не требующий дополнительных приспособлений у приемника. Однако автоматическая регистрация сигналов имеет ряд преимуществ перед слуховым приемом. Преимущества автоматической регистрации заключаются в большей объективности фиксации получаемых сигналов, в более подробном освещении структуры атмосферы (запись в виде метеорограммы), а также в скорости и удобстве обработки. Наряду с полной автоматизацией применяется также комбинированный способ приема (по-

луавтоматическая регистрация): в этом способе сигналы принимаются на слух и регистрируются с помощью соответствующего приспособления.

§ 2. Способы телеизмерений, применяющиеся в радиозондировании

В настоящее время на мировой сети станций радиозондирования применяются различные конструкции радиозондов. Они различаются между собой по типу используемых приемников метеорологических элементов, устройству кодирующего механизма, схеме радиопередатчиков и т. д. Однако наиболее важным признаком, характеризующим радиозонд как радиотелеметрический прибор, является используемый способ телеизмерений, т. е. способ передачи показаний прибора в виде тех или иных характерных сигналов.

В радиозондировании применяется пять способов телеизмерений:

- 1) кодовый,
- 2) временной,
- 3) числовой,
- 4) высокочастотный,
- 5) низкочастотный.

Последние три способа являются вариантами число-импульсного метода телеизмерений.

В кодовом способе передача показаний приемников метеорологических элементов производится в виде условной комбинации посылаемых сигналов одинаковой и неодинаковой длительности.

Изменению показаний приемников соответствует изменение числа, продолжительности и комбинации сигналов. По этому методу сигналы, характеризующие показания прибора, передаются кодом, аналогичным азбуке Морзе: при помощи точек, тире и сочетаний из точек и тире.

Для получения такого рода сигналов радиозонды кодового метода телеизмерений, как и другие системы, снабжены соответствующим кодирующим устройством, преобразующим показания приемников в сигналы. Наиболее простым видом преобразования является устройство, в котором контактный указатель, связанный с приемником деформационного типа, скользит вдоль ряда постоянных контактов, разделенных изоляторами. При перемещении указатель замыкает и размыкает электрическую цепь радиопередатчика, что и обуславливает посылку радиосигналов, характеризующих изменение метеорологического элемента на некоторую величину. Таким ступенчатым путем производится обычно передача значений давления.

Подобный способ образования сигналов применим и для передачи показаний других приемников радиозонда, однако коди-

рующее устройство должно обеспечивать получение большего числа знаков, чем для передачи показаний барокоробки.

В кодовом методе телеизмерений преобразование положения указателей приемников в сигналы азбуки Морзе может быть осуществлено с помощью кодового барабана или диска, на которых располагаются контакты, соответствующие различной комбинации знаков. В зависимости от положения контактного указателя того или иного приемника на барабане или диске получаются сигналы, определяющие это положение и, следовательно, значение метеорологического элемента.

Замыкание и размыкание электрической цепи радиопередатчика в зависимости от положения указателей осуществляется путем вращения коммутатора или кодового барабана.

Таким образом, кодирующим механизмом в этом способе телеизмерений служит либо система контактов с коммутатором, либо кодовый барабан или диск. Двигателем же кодирующего механизма может служить пропеллер, который приводит в движение коммутатор или кодовый барабан. При подъеме радиозонда пропеллер вращается под действием обтекания воздушным потоком. Вместо пропеллера можно применить также часовой механизм или небольшой электромотор.

Прием сигналов радиозонда с указанным способом телеизмерений удобно производить на слух, однако вполне возможно применить полуавтоматический или автоматический регистратор, например звукозаписывающий аппарат.

Кодовый способ телеизмерений используется в советских конструкциях радиозондов РЗ-049 и А-22-III, а также в некоторых зарубежных приборах.

Во временном способе телеизмерений показания приемников метеорологических элементов характеризуются промежутком времени между начальным и отсчетным сигналами, причем этот отрезок времени пропорционален величине измеряемого метеорологического элемента. Изменению метеорологических элементов соответствует изменение промежутка времени между начальным и отсчетным сигналами. Получение сигналов по этому способу осуществляется с помощью кодирующего устройства путем замыкания цепи передатчика в моменты, соответствующие начальному и отсчетному сигналам. В некоторых конструкциях радиозондов промежуток времени определяется продолжительным сигналом между короткими паузами, которые в таком случае представляют начальный и отсчетный сигналы.

Кодирующее устройство, применяющееся в этом способе телеизмерений, конструируется различным образом. Так, например, (рис. 99) оно может представлять собой контактную стрелку К, равномерно вращающуюся по кругу под действием часового механизма. Стрелка входит в соприкосновение с начальными постоянными контактами 1, 2 и 3, расположенными на диске, и

с указателями приемников температуры t , давления p и влажности f , каждый раз замыкая (или размыкая) цепь передатчика. Очевидно, что при перемещении указателей по диску, вызванном изменением метеорологического элемента, изменится и промежуток времени между моментом соприкосновения стрелки K с постоянным контактом и указателем соответствующего приемника.

Другим видом кодирующего устройства является барабан или диск из изолирующего вещества, в поверхность которых впрыснуты контактные спирали.

При вращении барабана или диска контакт указателей приемников со спиралью дает отсчетные сигналы, момент наступления которых зависит от положения указателя на барабане или диске, т. е. от значения измеряемого метеорологического элемента. Начальный сигнал осуществляется

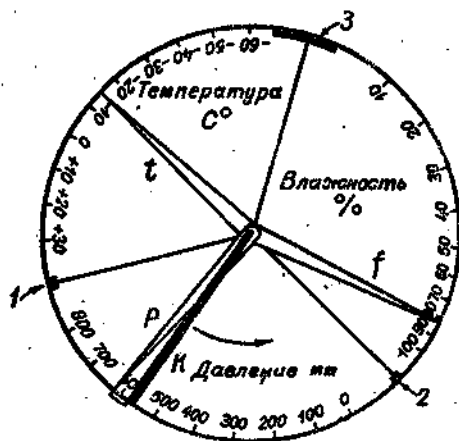


Рис. 99. Схема одного из кодирующих устройств радиозонда временного способа телеизмерений.

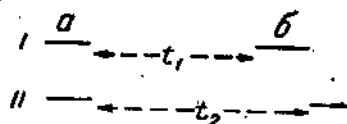


Рис. 100. Схема записи сигналов радиозонда временного способа телеизмерений.

a — начальный сигнал, $б$ — отсчетный сигнал.

через каждый оборот барабана или диска с помощью закрепленного контактного пера и контактной пластины на барабане или диске. Прием сигналов ведется с помощью автоматического регистратора, позволяющего получать синхронные отметки принимаемых сигналов. Это дает возможность регистрировать промежутки времени в некотором масштабе на ленте, что позволяет находить значения метеорологических элементов, пользуясь данными поверки прибора. На рис. 100 видно, что в первом цикле измерения промежуток времени, характеризующий значение метеорологического элемента, равен t_1 , во втором цикле — t_2 , отличному от t_1 , и т. д.

При временном способе телеизмерений, имеющем в основе преобразование показаний приемников метеорологических элементов в промежутки времени, предполагается равномерное вращение кодирующего механизма.

В числовом способе телеизмерений величина метеорологического элемента определяется пропорциональным ей числом коротких импульсных сигналов. При этом подсчет числа сигналов для каждого элемента производится в промежутке времени между особыми начальным и отсчетным сигналами. Кодирующее устройство в этом способе подобно устройству для временного способа телеизмерений, а прерывистые замыкания производятся с помощью контактной механической системы, осуществляющей обычно несколько сот замыканий за один оборот кодирующего диска. Нетрудно видеть, что результаты измерения в числовом способе не зависят от скорости вращения барабана или диска.

В приемно-регистрирующем устройстве каждый принятый сигнал отмечается пером регистратора на перемещающейся бумажной ленте. Для облегчения подсчета в конструкции кодирующего механизма предусмотрено приспособление, которое придает особую форму каждому десятому сигналу.

Применение кодового, временного и числового способов телеизмерений возможно только при измерении метеорологических величин приемниками деформационного типа.

При высокочастотном способе телеизмерений передача показаний приемников метеорологических элементов производится изменениями несущей частоты радиопередатчика. Изменение метеорологических элементов вызывает изменение одного из параметров колебательного контура: емкости или индуктивности, в результате чего меняется несущая частота излучаемых колебаний.

Наиболее простым и удобным путем воздействия на изменение частоты является изменение емкости конденсатора в цепи радиопередатчика. Оно может быть вызвано изменением расстояния между пластинами конденсатора, величины активной поверхности пластин или диэлектрической постоянной диэлектрика конденсатора (в термочувствительном конденсаторе). Наиболее употребительным является способ, по которому изменение емкости обуславливается перемещением одной из пластин конденсатора, связанной с приемником того или иного метеорологического элемента.

Другой способ воздействия на частоту состоит в изменении индуктивности в цепи радиопередатчика. Изменение индуктивности катушки вызывается перемещением сердечника (или якоря), которым управляет приемник метеорологического элемента. Изменение индуктивности можно осуществить также изменением положения указателя приемника, включающего большее или меньшее число витков катушки в цепь радиопередатчика.

Передача сигналов высокочастотного способа телеизмерений производится путем поочередного подключения конденсаторов

или катушек, связанных с приемниками, в цепь радиопередатчика. Это обуславливает цикличность измерений. В каждом цикле три значения частоты соответствуют показаниям приемников давления, температуры и влажности, а еще два значения передаваемых частот являются контрольными. Они позволяют учитывать изменения частот, вызванные случайными причинами, связанными с нестабильностью работы радиопередатчика.

Прием сигналов производится с помощью специальных радиоприемников с высокостабильной градуировкой по частоте и растянутым диапазоном настроек. Запись сигналов производится путем поочередных настроек на передаваемые радиозондом частоты с последующей регистрацией их на бумажной ленте.

В низкочастотном способе телеизмерений несущая частота передатчика остается постоянной, а передача показаний приемников метеорологических элементов осуществляется посредством их воздействия на частоту модуляции, по изменению которой судят об изменении метеорологических элементов. В этом способе используется частотная или амплитудная модуляция.

В качестве генераторов низкочастотных колебаний удобно использовать *RC*-генераторы. Воздействие на частоту модуляции в этом случае осуществляется путем применения приемников в виде термистора и электролитического гигрометра, сопротивление которых меняется в зависимости от изменения температуры и влажности воздуха. Включение в цепь генератора этих сопротивлений вызывает изменение частоты модуляции. В этом случае основную роль в кодирующем механизме играют сами приемники, управляющие модулирующим устройством радиозонда без механической передачи.

Однако при использовании низкочастотного способа телеизмерений возможно применение приемников деформационного типа, воздействующих на *LC*-генератор, создающий различные частоты модуляции.

В радиозондах низкочастотного способа телеизмерений, так же как и в радиозондах высокочастотного способа, применяются контрольные сопротивления, дающие опорные сигналы, которые позволяют вводить поправки на нестабильность работы измерительных генераторов.

Прием сигналов сопровождается выделением и измерением частоты модуляции с помощью электронного частотомера с автоматической записью или путем сравнения принимаемых частот с частотами эталонного генератора низкочастотных колебаний. В последнем случае моменты нулевых разностей частот определяются по фигурам Лиссажу на экране катодного осциллографа.

Как можно видеть, описанные способы телеизмерений различаются по принципам, лежащим в их основе, и по характеру процесса измерений.

В кодовом способе телеизмерений процесс измерения отделен

от процесса передачи, так как радиоблок служит только для передачи уже сформированных сигналов. В других способах телеизмерений используются вспомогательные величины, такие, как время, число сигналов или частота колебаний. Таким образом, процесс передачи показаний содержит элементы измерения промежутков времени либо счета числа сигналов (или колебаний), что влечет за собой увеличение общей погрешности за счет телеметрического пути, так как процессы измерения и передачи связаны.

Классификацию современных радиозондов по способу телеизмерений провести строго и полностью не представляется возможным, так как в некоторых системах различные метеорологические величины передаются разными способами. Это связано отчасти с тем, что необходимая частота измерений метеорологических элементов неодинакова. В частности, для передачи показаний давления, закономерно изменяющегося по высоте, не требуется непрерывности в поступлении сигналов, а измерения достаточно производить кодовым способом по ступеням с помощью упрощенной контактной системы. Измерения температуры и влажности следует производить с возможно большей частотой. Во многих радиозондах показания приемников температуры и влажности, а иногда и давления передаются циклически с одним измерением за цикл, при этом период цикла, кроме необходимой частоты измерений, должен удовлетворять условиям уверенного приема сигналов.

Частота измерений должна быть обусловлена требованием достаточной полноты сведений, необходимых для построения кривых стратификации, вертикальных разрезов атмосферы и карт барической топографии до предельных высот. Принимая во внимание среднюю вертикальную скорость радиозонда около 300 м/мин, вряд ли можно допустить измерения температуры и влажности реже, чем через 10 сек. Если измерения давления производятся по ступеням, то для построения с достаточной точностью кривой давления отдельные измерения должны следовать с постепенным уменьшением интервала между значениями давления по мере увеличения высоты.

Рассмотрим советские и некоторые зарубежные радиозонды.

§ 3. Гребенчатый радиозонд РЗ-049

Со времени изобретения гребенчатый радиозонд системы Молчанова подвергся значительному усовершенствованию, но основная схема устройства осталась почти неизменной. Применяющаяся в настоящее время модель гребенчатого радиозонда носит название РЗ-049. Схема радиозонда изображена на рис. 101 и 102.

Приемником давления в приборе служит блок из двух мембранных барокоробок В, приемником температуры — С-образная

биметаллическая пластинка T и приемником влажности — пучок волос F . С помощью рычагов и тяг каждый из приемников связан со стрелками-указателями T_1 , B_1 , F_1 . При изменении метеорологического элемента соответствующая стрелка скользит по контактным системам — гребенкам G_1 , G_2 и G_3 . Коммутатор температуры и давления K и коммутатор влажности K_1 приводятся во

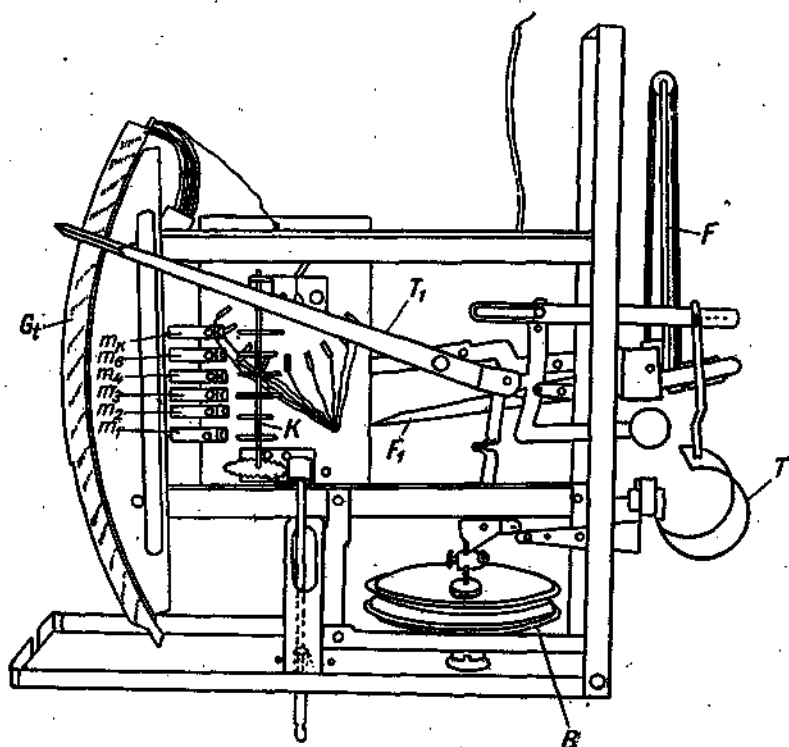


Рис. 101. Схема устройства радиозонда РЗ-049 (со стороны гребенки температуры).

вращение пропеллером при полете радиозонда. Вместе с гребенками они составляют кодирующий механизм радиозонда. Коммутаторы включают в электрическую цепь радиопередатчика стрелки. Положению стрелок на гребенках соответствуют определенные радиосигналы в виде точек, тире и их комбинации.

Рассмотрим подробнее работу прибора.

Под влиянием изменения температуры изменяется кривизна биметаллической пластинки, что передается стрелке T_1 , которая скользит по гребенке температуры G_1 . Гребенка состоит из пяти

металлических зубчатых пластин 1, 2, 3, 4 и κ (рис. 103), собранных в один пакет в виде сегмента. Пластины изолированы друг от друга и от корпуса прибора целлулоидными прокладками.

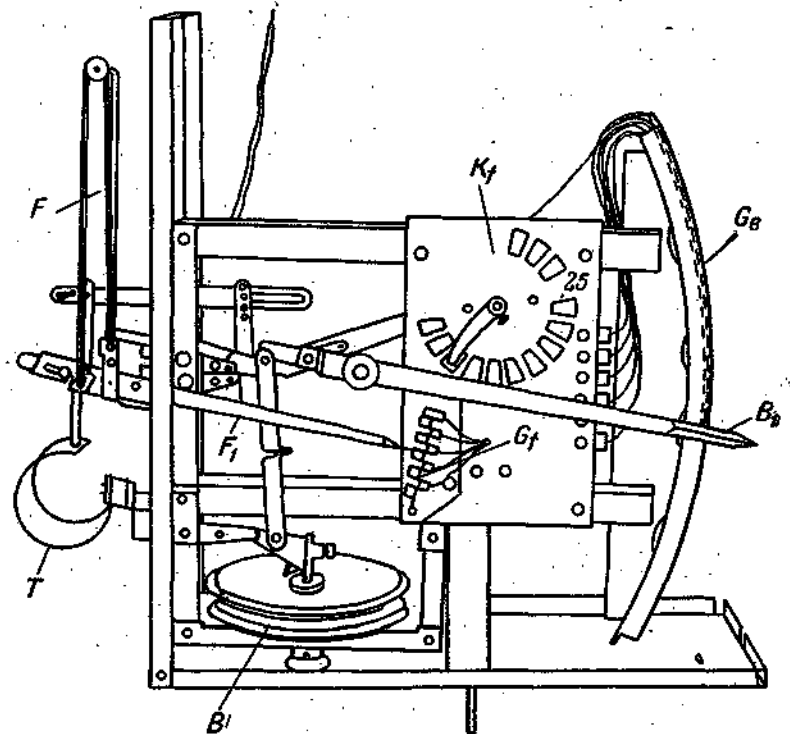


Рис. 102. Схема устройства радиозонда РЗ-049 (со стороны гребенок давления и влажности).

Зубцы на собранной гребенке размещены последовательно и образуют 19 секций по четыре зубца в каждой, за исключением

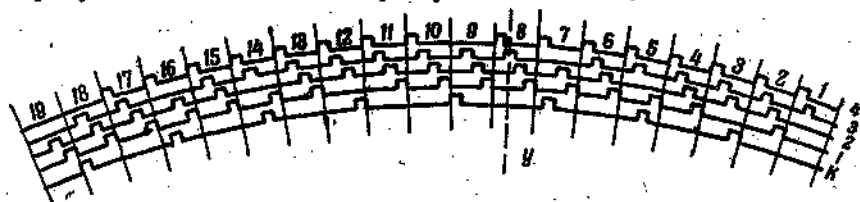


Рис. 103. Схема гребенки температуры.

1-й и 19-й, в которых по два зубца. Взаимное расположение зубцов таково, что при изменении температуры стрелка перемещается с одного зубца на другой, плавно скользя по срезам зубцов и создавая контакт с каждой из пластин.

Каждая из пластин 1, 2, 3 и 4 гребенки температуры изолированным проводом соединена с упругими пластинками (ламелями) m_1 , m_2 , m_3 и m_4 (рис. 101). Против ламелей на оси коммутатора температуры насажены фигурные контакты-звездочки n_1 , n_2 , n_3 и n_4 (рис. 104). Число лучей у звездочек равно номеру противоположащей ламели, т. е. против ламели m_1 , соединенной с зубчатой пластиной 1, располагается звездочка с одним лучом (n_1), против ламели, соединенной с зубчатой пластиной 2, — звездочка с двумя лучами и т. д. Звездочки посажены на ось так, что их последние по ходу вращения лучи лежат на одной прямой. При подъеме прибора пропеллер приводит во вращение ось коммутатора K , которая изолирована от корпуса прибора. Один полный оборот оси коммутатора будет соответствовать четырем оборотам оси пропеллера. При полном обороте оси коммутатора ламель, соединенная с зубчатой пластиной 1, дает один контакт со звездочкой n_1 , ламель, соединенная с пластиной 2, — два контакта и т. д.

Прибор последовательно включен в анодную цепь передатчика. Ток в цепи идет следующим образом: положительный полюс батареи — передатчик — корпус прибора — биметаллическая пластинка — стрелка — гребенка температуры — ламели m — звездочки n — ось коммутатора — отрицательный полюс батареи.

При каждом обороте коммутатора происходит замыкание цепи через звездочки и посылаются короткие сигналы в виде точек. Число коротких сигналов будет зависеть от того, на зубце какой из пластин гребенки расположен указатель температуры. Так, например, если стрелка находится на зубце пластины 4 гребенки температуры, то замыкание цепи при полном обороте коммутатора произойдет четыре раза, так как будет обусловлено четырехкратным касанием звездочки n_4 ламели m_4 , и передача сигнала произойдет в виде четырех точек с перерывом (....). Следовательно, положение стрелки на зубце секции определяется числом получаемых коротких сигналов-точек.

При понижении температуры и перемещении стрелки вниз на зубец пластины 1 получим сигналы в виде одной точки с перерывами (...). Повышению температуры будет соответствовать обратная последовательность изменения сигналов, т. е. вслед за сигналом в виде четырех точек мы получим сигнал в виде трех точек, двух точек и т. д., так как стрелка будет перемещаться вверх и перейдет на зубец пластины 3, 2 и т. д.

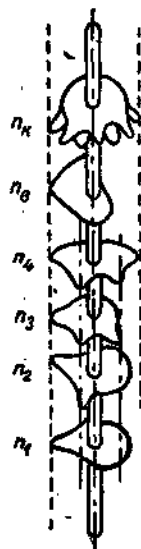


Рис. 104. Коммутатор температуры и давления.

Зная положение стрелки температуры перед выпуском радиозонда и соответствующее ему значение температуры, отсчитанное по термометру, а также чувствительность приемника температуры (изменение температуры при переходе стрелки через один зубец), можно установить значение температуры для каждого момента изменения сигнала.

Когда сигналы после перерыва в их приеме становятся вновь слышимыми, они дают возможность установить только номер пластины, на зубце которой находится стрелка, а в какой секции расположена стрелка, остается неизвестным. Для того чтобы после перерыва в приеме сигналов установить номер секции, служит пятая зубчатая пластина κ — контрольная. Зубцы на ней расположены так, что они соответственно заменяют спиленные зубцы других пластин в следующем порядке (см. рис. 103):

№ секции	3	5	7	9	12	14	16	18
Зубец какой пластины заменен . . .	1	2	3	4	1	2	3	4

Контрольная пластина соединена проводником с ламелью m_k , против которой расположена звездочка n_k с семью лучами (см. рис. 104), дающая при обороте коммутатора семь контактов, что обуславливает семь коротких сигналов с перерывом (.). В таком случае, если после перерыва в приеме сигналы поступают, например, в последовательности (.), далее (.) и затем (.), то стрелка находится в 7-й или в 16-й секции, так как в этих случаях третий зубец заменен контрольным. Установить, в какой именно секции, в 7-й или в 16-й, расположена стрелка, не представляет труда, поскольку известна средняя вертикальная скорость радиозонда и среднее изменение температуры с высотой.

На рис. 105 показана схема узла давления. Приемник давления — две anerонидные коробки — связан со стрелкой через термокомпенсатор, применение которого избавляет от необходимости вводить поправки на температуру в показания давления. Основной деталью термокомпенсатора является биметаллическая пластинка 1, закрепленная винтом 2 на вертикальном стержне верхней барокоробки. На ребро пластинки опирается подвижный сектор 3, который с помощью фасонной тяги 4 управляет положением стрелки 5 на гребенке давления 6.

Действие компенсатора состоит в том, что биметаллическая пластинка, деформируясь при изменениях температуры окружающего воздуха, своим верхним краем перемещается вдоль нижней кромки сектора и изменяет передаточное число в кинематической цепи от барокоробок к стрелке. Таким образом, изменение чувствительности барокоробок, вызванное влиянием температуры, погашается изменением передаточного отношения от приемника давления к стрелке. Так, например, при понижении

температуры упругость мембран барокоробок увеличивается и, следовательно, чувствительность приемника уменьшается. Но благодаря изгибу биметалла точка касания его с сектором сместится влево, вследствие чего уменьшение чувствительности барокоробок компенсируется увеличением передаточного числа.

Кроме того, биметаллическая пластинка компенсатора при своих деформациях осуществляет еще и прямое воздействие на положение стрелки давления в зависимости от того, под каким углом в каждый момент нижняя кромка сектора встречается с плоскостью биметалла. Если, скажем, наблюдается понижение

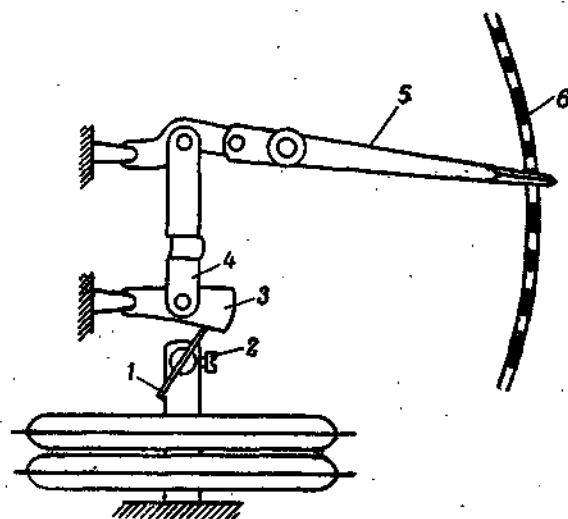


Рис. 105. Схема узла давления.

температуры, то при неизменном давлении точка касания между пластинкой и сектором скользит по ребру сектора влево, не вызывая поворота сектора и перемещения стрелки.

Гребенка давления радиозонда (рис. 106) состоит из трех металлических зубчатых пластин, изолированных друг от друга и от корпуса прибора. Первая от сегментного основания пластина *с* является контактной, вторая *ц* — изолированной и третья *к* — контрольной контактной. Изолированная пластина служит для заполнения просветов между зубцами пластины *с*.

Контактная пластина *с* имеет 18 зубцов. Ширина зубцов 3, 6, 9, 12, 15 и 18 примерно втрое больше, чем ширина соседних зубцов той же пластины. Контрольная контактная пластина имеет четыре зубца, из которых три заполняют просветы между зубцами 5 и 6, 9 и 10, 15 и 16 контактной пластины *с*, а четвертый располагается после последнего зубца изолированной пластины.

При уменьшении давления стрелка B_1 перемещается по гребенке давления G_1 снизу вверх (см. рис. 102); в этом направлении ведется и счет зубцов.

Контактная пластинка гребенки соединена изолированным проводом с ламелью m_1 , против которой на оси коммутатора расположен контакт n_1 в виде сектора (см. рис. 104). При замыкании с ламелью m_1 контакт n_1 дает удлиненный сигнал.

Контактный сектор n_1 расположен на оси коммутатора так, что начало его лежит на одной прямой с концами последних лучей звездочек, дающих сигналы температуры.

Так как гребенки температуры и контактная пластинка гребенки давления включены в анодную цепь передатчика параллельно, то сигналы замыкания цепи через звездочки температуры и давления будут следовать независимо друг от друга.

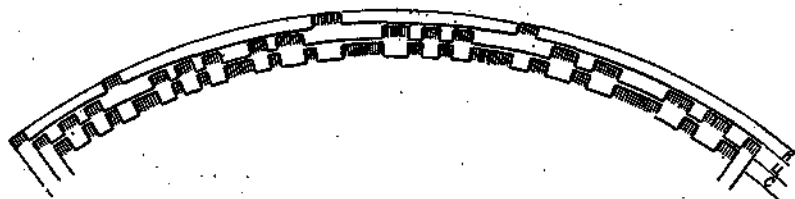


Рис. 106. Схема гребенки давления.

В том случае, когда стрелка давления находится на зубце контактной пластины c , последние точки температурного сигнала удлиняются, т. е. вместо точки слышно тире, например, сигнал (· — — — —) означает, что стрелка температуры находится на зубце 3 гребенки температуры, а стрелка давления — на каком-либо зубце контактной пластины гребенки давления. При перемещении стрелки давления на зубец изолированной пластины или зубец контрольной пластины сигналы давления исчезают, т. е. сигналы температуры слышны без удлинения точки.

Зная положение стрелки давления перед выпуском радиозонда и соответствующее ему значение давления, а также чувствительность приемника давления (изменение давления при перемещении указателя на 1 мм), можно определить давление для тех моментов получения сигналов, когда стрелка находится на начале зубца, на его середине или на конце.

Контроль положения стрелки давления осуществляется двумя путями. Прежде всего чередование двух узких и одного широкого зубца контактной пластины c вызывает соответствующее изменение промежутка времени слышимости сигналов давления. Кроме того, положение стрелки может быть определено с помощью зубцов контрольной пластины k . Эта пластина соединена с первым контактом позывных сигналов коммутатора влажности

(см. ниже), и в моменты, когда стрелка давления перемещается по зубцам контрольной пластины, число позывных сигналов влажности с двух изменяется до трех.

При изменении влажности подвижный конец пучка волос F действует на рычаг, являющийся продолжением стрелки влажности F_1 . Последняя скользит по гребенке влажности G_1 (см. рис. 102). При уменьшении относительной влажности стрелка перемещается по гребенке сверху вниз.

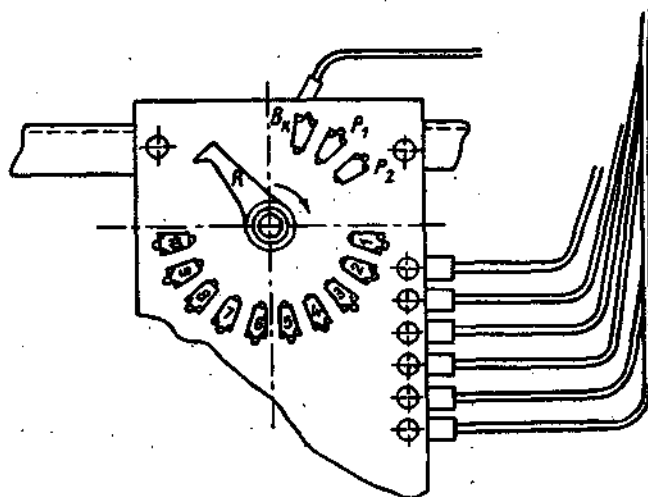


Рис. 107. Коммутатор влажности.

Гребенка влажности состоит из 10 металлических зубцов, изолированных друг от друга и от корпуса прибора. Каждый зубец изолированным проводом соединен с соответствующим контактным сектором, расположенным на диске коммутатора влажности (рис. 107). Кроме этих десяти контактов, на диске влажности имеется три отдельно расположенных подобных контакта B , P_1 и P_2 . Угловая ширина каждого контакта равна 18° . Контакт B служит для контроля положения стрелки давления. Контакты P_1 и P_2 соединены с корпусом прибора и предназначены для передачи предварительных позывных сигналов, позволяющих определить номер зубца, на котором расположена стрелка влажности.

Сигналы влажности создаются с помощью коммутатора влажности K_1 (см. рис. 102), ось которого при помощи червячной передачи вращается при вращении коммутатора температуры и давления так, что за 20 оборотов оси этого коммутатора ось коммутатора влажности делает один полный оборот. Ось коммутатора влажности электрически связана с осью коммутатора температуры и изолирована от корпуса прибора.

На оси коммутатора влажности насажен ползунок R , замыкающий анодную цепь передатчика. Ползунок вращается по часовой стрелке, как показано на рис. 107, сначала по контактам B_1 , P_1 и P_2 , а затем по контактам 1, 2, 3, 4, 5, ..., 10 так, что при полном обороте коммутатора температуры K ползунок проходит через один контакт.

Движение ползунка через контакты P_1 и P_2 дает два продолжительных позывных сигнала влажности в виде тире. В это время сигналов температуры и давления не слышно.

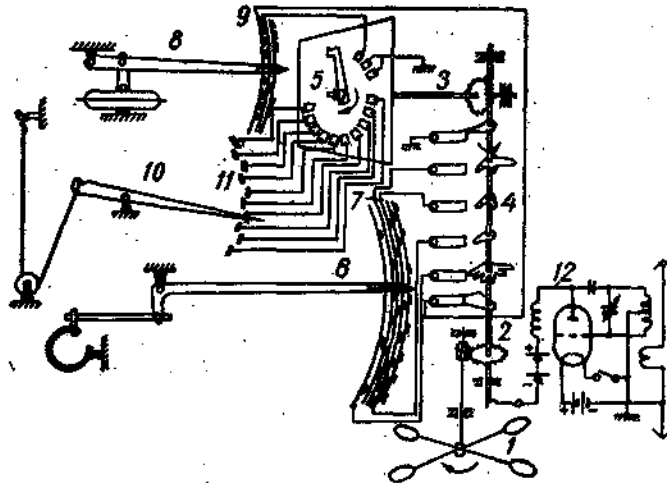


Рис. 108. Полная схема радиозонда РЗ-049 с радиопередатчиком РБ-051А.

1 — пропеллер, 2 — ось коммутатора температуры и давления, 3 — ось коммутатора влажности, 4 — контактные звездочки, 5 — ползунок, 6 — стрелка приемника температуры, 7 — гребенка температуры, 8 — стрелка приемника давления, 9 — гребенка давления, 10 — стрелка приемника влажности, 11 — гребенка влажности, 12 — радиоблок с передатчиком РБ-051А.

После позывных температурные сигналы передаются опять до тех пор, пока ползунок не коснется контакта, соединенного с тем зубцом гребенки влажности, на котором расположена стрелка влажности. В этот момент будет слышен снова один продолжительный сигнал, являющийся отсчетным сигналом влажности.

Так как между позывными контактами P_1 и P_2 , с одной стороны, и контактом 1, с другой, оставлен промежуток, равный одному контакту, то между позывными сигналами и отсчетным сигналом влажности, определяющим номер зубца гребенки, будет слышно такое число сигналов температуры с давлением или без него, которое соответствует номеру зубца гребенки влажности. Например, сигналы (— — — — —) показывают

что стрелка влажности расположена на зубце 4 гребенки влажности.

Таким образом, число температурных сигналов, отсчитанное в промежутке между двумя позывными тире и отсчетным сигналом влажности, определяет положение стрелки влажности. Если стрелка давления находится на контрольном зубце гребенки давления, то позывных сигналов влажности будет не два, а три.

Зная положение стрелки влажности в момент выпуска радиозонда и соответствующее ему значение относительной влажности, а также чувствительность приемника влажности, по полученным сигналам можно установить значение влажности для всех моментов перехода стрелки с одного зубца на другой.

Радиозонд РЗ-049 выпускается в полет с различными радиоблоками в зависимости от поставленной при радиозондировании задачи. Радиоблок РБ-051А служит для передачи сигналов давления, температуры и влажности. Для получения сведений о скорости и направлении ветра в свободной атмосфере радиозонды выпускаются с пеленгуемыми радиопередатчиками различных типов. Принципы устройства пеленгуемых передатчиков изложены в гл. VI.

На рис. 108 дана полная схема радиозонда РЗ-049 с непеленгуемым передатчиком РБ-051А, работающим в режиме незатухающих колебаний. В качестве генераторной лампы используется триод 2С3А.

Для радиоблока применяются два типа питания: наливные и сухие батареи. Рабочее напряжение батарей анода должно быть в пределах 63—82 в и накала 2,8—3,3 в.

Антенна длиной 6,5 м прикрепляется к наполненному водородом шару. К корпусу прибора с помощью отвода из проволоки присоединяется противовес такой же длины.

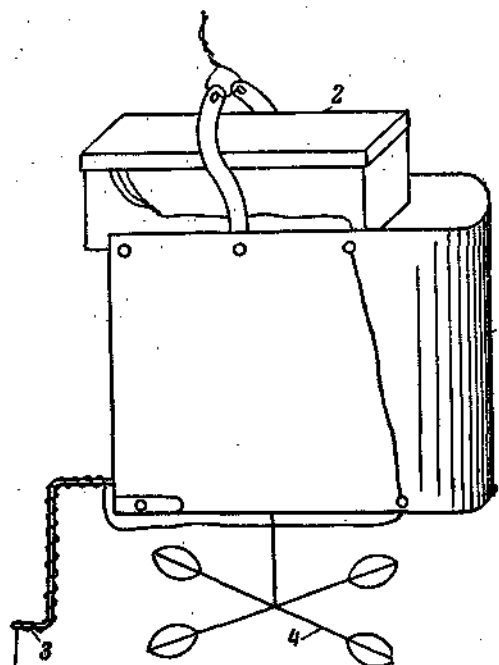


Рис. 109. Радиозонд с радиоблоком РБ-051А, собранный к полету.

1 — радиозонд в кожухе, 2 — радиоблок, 3 — отвод противовеса, 4 — пропеллер.

Прибор заключается в картонный кожух, имеющий с одной стороны вентиляционную шахту. В этой шахте помещаются приемники температуры и влажности. Для лучшей защиты от солнечной радиации применяется добавочный металлический экран, окружающий шахту. Коробка радиоблока с питанием помещается на кожухе. Общий вид радиозонда с радиоблоком РБ-051А, подготовленного к полету, дан на рис. 109.

Полетный вес прибора в полном снаряжении составляет около 1000 г.

§ 4. Радиозонд А-22-III

Радиозонд А-22-III принадлежит к группе радиозондов кодового способа телеизмерений. От радиозонда РЗ-049 он отличается прежде всего кодирующим устройством. Основной частью

этого устройства является кодовый барабан, на полумоцилиндрической пластине которого нанесено кодовое поле чередованием электроизоляционного и проводящего слоев. При вращении барабана стрелки, связанные с приемниками метеорологических элементов, поочередно соприкасаются с кодовой пластиной. Каждому положению стрелки относительно кодового барабана соответствует определенное сочетание замыканий цепи радиопередатчика, обуславливающее посылку сигналов в виде знаков Морзе.

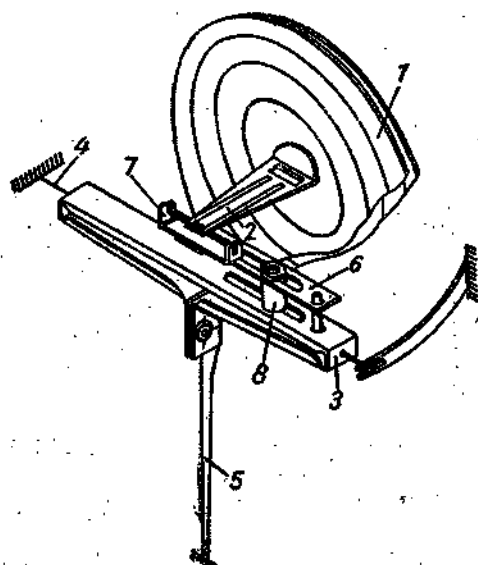


Рис. 110. Схема узла давления.

В этом радиозонде кодовый барабан выполняет роль коммутатора и шкалы для каждого из приемников, в то время как в радиозонде РЗ-049 коммутатор и шкалы (гребенки) отделены друг от друга.

Приемником давления радиозонда А-22-III служит блок двух мембранных барокоробов 1 (рис. 110). Этот блок с помощью кронштейна 2 соединен со скобой 3, которая вращается вокруг натянутой струны 4. К середине скобы 3 прикреплена контактная стрелка 5. Перемещение верхнего центра блока барокоробов, вызываемое изменением атмосферного давления, передается контактной стрелке.

В передаточный механизм от приемника давления к стрелке включен биметаллический термокомпенсатор 6, на конце которого закреплена скоба 7, связанная с верхней барокоробкой. Деформация биметаллической пластинки 6 изменяет передаточное отношение в кинематической цепи узла давления и компенсирует прогиб мембран, вызванный изменением температуры, так, что чувствительность приемника остается постоянной. Регулировка компенсатора осуществляется зажимом 8, который может перемещаться вдоль биметаллической пластинки.

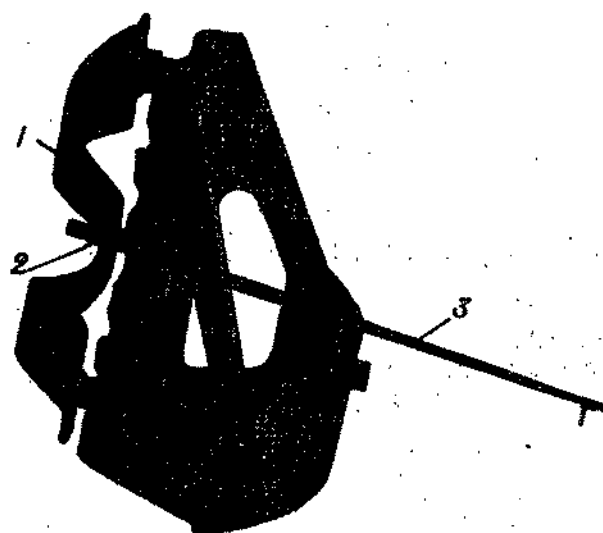


Рис. 111. Схема узла температуры.

Приемником температуры является тонкая биметаллическая пластинка, свернутая в виде двух встречных цилиндрических полуспиралей (рис. 111). Биметаллическая пластинка 1 обоими концами прикреплена к каркасу 2. К ее середине как к свободному концу приемника непосредственно припаяна контактная стрелка 3. Таким образом, в узле температуры передаточный механизм отсутствует. Изменение температуры вызывает изменение кривизны биметаллической пластинки, в результате чего происходит поворот стрелки. Для защиты от действия солнечной радиации приемник температуры помещен в шахту с отнублированными стенками снаружи и зачерненными внутри.

Приемником влажности является животная пленка в виде круглой мембраны 1 (рис. 112), наклеенной на кольцо 2. Кольцо мембраны закреплено на каркасе 4. Центр мембраны 3 с по-

мощью тяги 6 связан с рычагом 8 и стрелкой 7, которая закреплена на тонкой металлической ленте 5. Лента натянута между стенками каркаса и слегка закручена, благодаря чему центр мембраны постоянно оттянут.

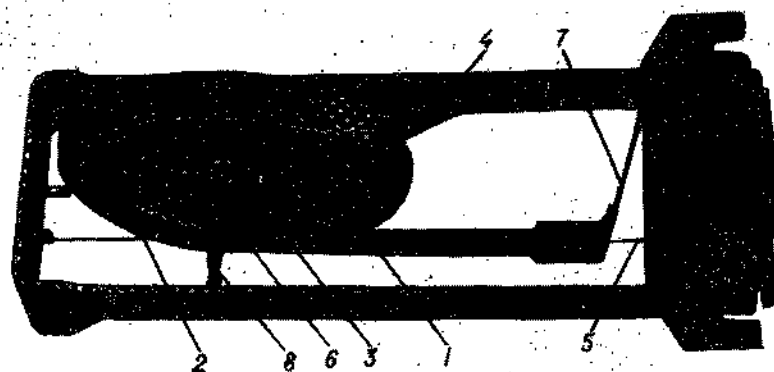


Рис. 112. Узел влажности.

При изменении относительной влажности прогиб мембраны вызывает перемещение ее центра, которое с помощью передаточного механизма приводит к повороту стрелки.

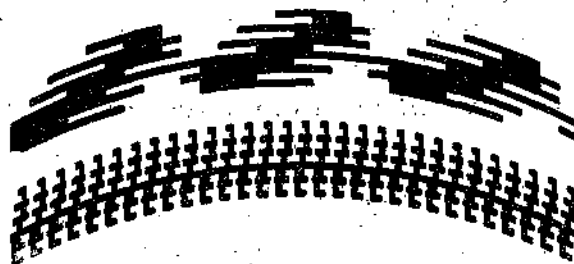


Рис. 113. Система знаков кодовой пластины.

Как было сказано, основным элементом устройства для образования сигналов является кодовая пластина. Она представляет собой тонкий металлический полуцилиндр с рифленой поверхностью в виде мелких канавок. Параллельные канавки (дорожки) нанесены с наружной стороны пластины вдоль окружности полуцилиндра. Некоторые участки поверхности пластины являются проводящими (на рис. 113 они зачернены), другие покрыты

тонким изоляционным слоем так, что на поверхности образуется определенная система кодовых знаков (рис. 113).

Передача сигналов осуществляется следующим образом (рис. 114). Вращение пропеллера радиозонда через червячный редуктор 1 передается кодовому барабану 2, изолированному от корпуса прибора и присоединенному к отрицательному полюсу анодной батареи, положительный полюс которой соединен с корпусом прибора. Кодовый барабан совершает полный оборот за 5—8 сек. При вращении кодового барабана острия контактных

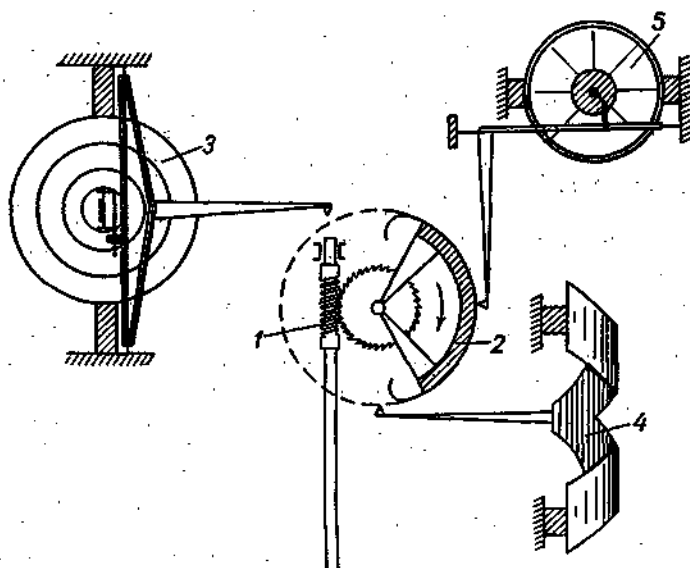


Рис. 114. Схема механизма радиозонда А-22-III.

стрелок, связанных с приемниками давления 3, влажности 5 и температуры 4, поочередно скользят вдоль той или иной дорожки кодовой пластины, замыкая и размыкая цепь радиопередатчика.

Кодовое поле, нанесенное на поверхности пластины, при прохождении острия стрелки любого приемника вдоль дорожки образует сигналы в виде двух букв. Первая буква определяет номер десятка» дорожки, вторая — номер «единицы» в данном десятке. С помощью десяти букв однозначно передается 100 различных значений. Общее число дорожек на пластине 300 (три десятки по 100 дорожек).

Таким образом, положение стрелки в момент измерения метеорологического элемента определяется двузначным числом, соответствующим номеру дорожки, по которой проходит стрелка.

Зная положение стрелок перед выпуском радиозонда и соот-

ветствующие им значения метеорологических элементов, а также чувствительность приемников (изменение элемента при перемещении стрелки через одну дорожку), можно установить значение метеорологических элементов для любого момента записи сигналов.

Как можно было видеть, за один оборот кодового барабана последовательно передаются показания приемников давления, влажности и температуры. Для разделения циклов сигналов служит контактная пластинка, вмонтированная в паз изоляционной втулки оси барабана. При вращении барабана эта контактная пластинка периодически замыкается с пластинчатой пружиной, закрепленной на каркасе прибора, в результате чего образуется сигнал в виде широкого разделительного тире.

Радиозонд А-22-III рассчитан на работу с пеленгуемыми радиопередатчиками. Для питания передатчиков используются батареи такого же типа, как и в радиозонде РЗ-049.

Прием сигналов радиозонда производится оператором на слух с последующей записью на полуавтоматическом регистраторе. Полуавтоматический регистратор является электромеханическим прибором и состоит из регистрирующего устройства и лентопротяжного механизма. С помощью лентопротяжного механизма через регистрирующее устройство протягивается бумага, разграфленная на 100 равных частей по числу дорожек в одной секции кодовой пластины.

Регистрирующая часть имеет 20 электрических кнопок, расположенных в два ряда (по 10 кнопок в ряду) и обозначенных буквами, которым присвоены соответствующие цифры. При приеме первой буквы сигнала оператор нажимает на соответствующую кнопку в верхнем ряду, при приеме второй буквы — на кнопку в нижнем ряду. Очевидно, что набранное число соответствует номеру дорожки, на которой находится контактное перо. При нажатии на вторую кнопку происходит срабатывание того из 100 электромагнитов, установленных в регистраторе, который соответствует номеру дорожки.

Плунжеры электромагнитов с помощью гибких тросиков соединены с печатающими штифтами. Штифты расположены на копировальной ленте на расстоянии, равном одному делению протягиваемой диаграммной бумаги. При срабатывании электромагнита штифт ударяет своим концом по копировальной ленте и на делении диаграммной бумаги, соответствующем принятому сигналу, образуется точка.

В результате приема сигналов радиозонда на бумажной ленте получается точечная запись в виде кривых изменения давления, температуры и влажности во времени. Обработка записи сигналов аналогична обработке метеорограммы.

Наряду с полуавтоматическим регистратором в настоящее время применяется и автоматический регистратор сигналов.

обеспечивающий более высокое качество приема сигналов и их обработки.

Кроме кодирующего устройства и повышенной чувствительности приемников, радиозонд А-22-III отличается от радиозонда РЗ-049 и другими особенностями, на которые следует обратить внимание.

Передача показаний всех приемников радиозонда А-22-III происходит по одному и тому же способу телеизмерений при почти полной однозначности передаваемых сигналов. Частота измерений всех метеорологических элементов одинакова и достаточно велика, что обеспечивает более точное представление об изменении давления, температуры и влажности с высотой.

Стрелки приемников радиозонда А-22-III соприкасаются с кодовой пластиной только на время очередной передачи, а в остальное время имеют возможность свободно устанавливаться без грения. Кроме того, приемники освобождены от функции перемещения стрелок по контактным поверхностям. Это дало возможность применить маломощные приемники температуры и влажности, обладающие малой инерционностью. Как показали исследования, по сравнению с радиозондом РЗ-049 радиозонд А-22-III отличается меньшей величиной радиационной погрешности.

Эти особенности устройства радиозонда, так же как и полуавтоматическая и автоматическая регистрация сигналов, служат цели повышения точности измерений при радиозондировании.

§ 5. Радиозонд РКЗ-1

К числу радиозондов низкочастотного способа телеизмерений принадлежат приборы, нашедшие применение в СССР, США, Англии и Голландии. Примером радиозонда такого типа может служить радиозонд РКЗ-1, разработанный и применяющийся в СССР.

В этом радиозонде показаниям того или иного приемника метеорологического элемента соответствует определенная частота повторения импульсов, вырабатываемых измерительной частью радиозонда, в которую входят приемники метеорологических элементов и измерительный РС-генератор. Импульсы, воздействуя на генератор излучаемых колебаний сверхвысокой частоты модулятор, прерывают излучение генератора, образуя паузы. Частота следования пауз регистрируется радиолокатором и служит мерой значения метеорологических элементов. На рис. 115 показана принципиальная схема радиозонда РКЗ-1.

Приемником давления радиозонда служит блок из двух мембранных коробок В, отличающихся тем, что с увеличением высоты их чувствительность возрастает. В кинематическую цепь от прокоробок к стрелке включен термокомпенсатор. При измене-

Приемником температуры прибора является термистор T типа ММТ-1, обладающий большим отрицательным температурным коэффициентом сопротивления. Величина его при температуре 20° составляет не менее 3% на 1° . Коэффициент инерции приемника температуры не превышает 5 сек при скорости вентиляции 5 м/сек. Термистор имеет малые размеры и покрыт белой краской с высокой отражающей способностью. Это дает возможность устанавливать его на выносном кронштейне открыто не прибегая к противорадиационной защите.

264

Работа прибора происходит следующим образом. При подъеме радиозонда стрелка давления перемещается по контактной шкале, содержащей две системы металлических контактов: опорного сопротивления и влажности. Когда стрелка находится на изоляционном промежутке, к измерительному RC-генератору на пентоде Π_1 подключается термистор и передаются сигналы температуры. При переходе стрелки на контакты опорного сопротивления передаются сигналы опорной частоты, так как в цепь измерительного генератора подключается высокостабильное опорное сопротивление $R_{оп}$. Эти сигналы являются сигналами давления и одновременно позволяют учитывать искажения частоты импульсов измерительного генератора, вызванные случайными факторами. При перемещении стрелки давления на контакты влажности реле P подключает к генератору сопротивление R , которым управляет приемник влажности. Очевидно, что для измерения температуры и влажности используются различные интервалы частоты пауз.

Радиоблок состоит из измерительного генератора на пентоде Π_1 , модулятора на триоде Π_2 и генератора излучаемых колебаний на триоде Π_3 . Модуляторный каскад превращает излучение в радиоимпульсы при частоте их повторения около 800 кГц. Генератор излучаемых колебаний снабжен специальным объемным резонатором и антенной системой.

Источником питания радиоблока служат магниевые-хлористомедные батареи. Эти батареи имеют особую разрядную характеристику. В начале работы батарея быстро набирает номинальное напряжение, которое в течение времени подъема радиозонда остается постоянным. Полетный вес радиозонда составляет 1,6 кг. Внешний вид этого прибора представлен на рис. 116.

Важной особенностью радиозонда РКЗ-1 является возможность определения с помощью радиолокационной установки не только его угловых координат, но и наклонной дальности. При этом наклонная дальность измеряется по методу вторичной радиолокации (см. гл. VI), для чего используется радиопередатчик, посылающий ответные сигналы на запрашивающие импульсы наземной радиолокационной установки.

Радиозонд РКЗ-1 дает возможность измерять давление, температуру и влажность до высот 35 км, причем высота радиозонда может быть определена не только по давлению, но и по наклонной дальности.

Прием сигналов радиозонда РКЗ-1 производится с применением автоматического регистратора-частотомера. На бумажной ленте регистратора печатаются цифрами и ординатными отметками частоты, соответствующие измерениям температуры, влажности и опорному сопротивлению. На этой же ленте печатаются результаты измерения угловых координат и наклонной дальности радиозонда.



Рис. 116. Радиозонд РКЗ-1, подготовленный к выпуску.

1 — общий картонный кожух, 2 — приемник температуры (термистор ММТ-1 на целлулоидном кронштейне), 3 — приемник влажности (пленочная мембрана), 4 — целлулоидный футляр радиоблока (видна часть, содержащая излучатель и противовес).

§ 6. Самолетный сбрасываемый радиозонд А-13

Самолетный радиозонд предназначен для зондирования атмосферы над труднодоступными районами (морями, океанами, пустынями и т. д.). Зондирование происходит сверху вниз, для чего радиозонд сбрасывается с горизонтально летящего самолета из специального контейнера, расположенного внутри фюзеляжа самолета. Для спуска радиозонда используется парашютная система, обеспечивающая среднюю скорость приземления прибора 5—6 м/сек.

Радиозонд А-13 состоит из двух частей. Приемники метеорологических элементов вместе с кодирующим устройством и радиоблоком располагаются в нижней части прибора, которая

имеет крышку, закрывающую радиозонд снизу. В верхней части прибора расположена парашютная система.

Передача показаний радиозонда А-18 происходит по кодовому способу телеизмерений, для чего прибор имеет два кодовых барабана, по устройству подобных барабану, применяющемуся в радиозонде А-22-III. Верхний кодовый барабан служит для передачи сигналов давления, нижний — для передачи сигналов температуры и влажности.

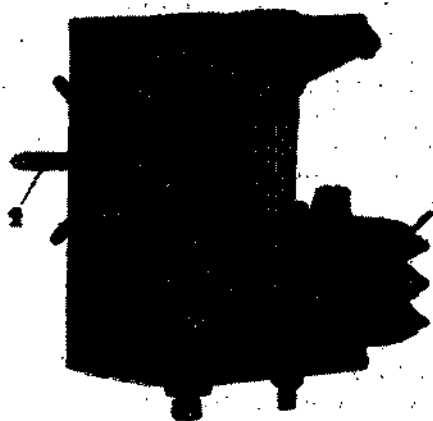


Рис. 117. Узел давления.

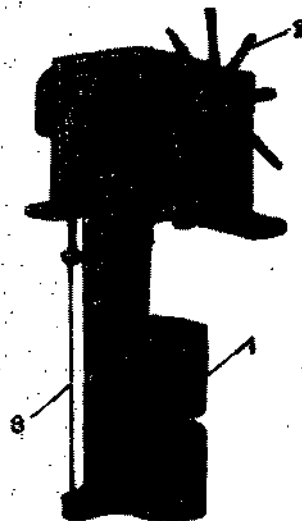


Рис. 118. Узел температуры и влажности.

Приемником давления (рис. 117) является блок трех барокоробок 1 с биметаллическим термокомпенсатором. При изменении давления деформация барокоробок через зубчатую передачу вызывает поворот многолучевой стрелки (звезды) 2. Луч звезды скользит по бороздкам кодовой пластины, замыкая и размыкая анодную цепь радиопередатчика. За один оборот кодового сектора посылается сигнал, представляющий два знака телеграфной азбуки. По мере изменения давления луч перемещается вдоль кодовой пластины, переходя от одной бороздки к другой. Когда этот луч сойдет с поверхности пластины, следующий луч вступает на эту поверхность и в свою очередь обуславливает посылку сигналов давления. Кодовая пластина и устройство контактных лучей стрелки обеспечивают получение 80 различных сигналов при полном обороте звезды.

Приемник температуры (рис. 118) состоит из двух изогнутых биметаллических пластин 1, соединенных общим основанием и

имеющих общую тягу. Приемник температуры, так же как и система барокоробок, связан с многолучевой контактной стрелкой 2, поворачивающейся на тот или иной угол в зависимости от изменения температуры.

Приемником влажности служит пучок волос 3, перекинутый через ролик. Свободный конец пучка соединен с однолучевой контактной стрелкой.

Контактные острия стрелок температуры и влажности скользят по пластине второго кодового барабана, обслуживающего узлы температуры и влажности. Устройство этого барабана и формирование сигналов температуры и влажности подобно описанному для передачи показаний приемника давления.

Вращение кодовых барабанов осуществляется с помощью электродвигателя, питающегося от батарей, которая служит также для питания анода и накала генераторной лампы передатчика.

Парашютная система, на которой опускается радиозонд, состоит из четырех куполов и снабжена дистанционным механизмом раскрытия куполов. В момент выхода прибора из контейнера освобождается стабилизирующий купол. Он служит для стабилизации падения и для гашения скорости радиозонда до момента включения основной парашютной системы.

Основная парашютная система состоит из трех куполов (рис. 119). Она вводится в действие после срабатывания дистанционного механизма. Купол 1 является вытяжным и служит для введения в действие основного 3 и тормозного 4 куполов. Кроме того, купол 1 при спуске поддерживает антенну 2 радиоблока. Основной купол предназначен для обеспечения необходимой скорости снижения прибора. Тормозной купол служит для гашения скорости радиозонда к моменту введения в действие основного купола и для уменьшения перегрузки, возникающей в системе при раскрытии основного купола.

При введении в действие тормозного купола под влиянием динамического удара отделяется нижняя крышка радиозонда и открывается вентиляционная шахта прибора, где помещаются приемники температуры и влажности.

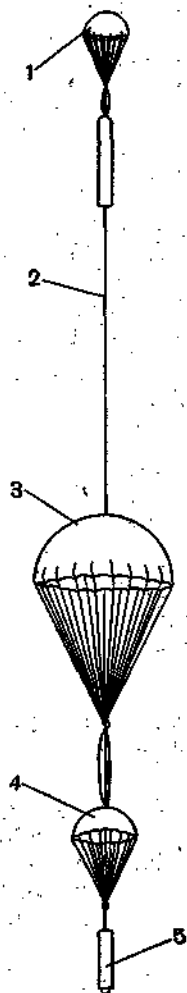


Рис. 119. Пара-
шютная система к
самолетному ра-
диозонду.

Таким образом, радиозонд 5 опускается на парашютной системе из трех куполов. Применение нескольких куполов с постепенным введением их в действие обеспечивает не только необходимую скорость снижения радиозонда, но и уменьшает перегрузки прибора до заданного минимума.

Работа радиозонда начинается с момента включения электродвигателя, вращающего кодовые секторы, и подачи напряжения питания на передатчик. Такое включение происходит автоматически сразу после отделения нижней крышки прибора в момент раскрытия тормозного купола.

Прием сигналов радиозонда производится на борту самолета с помощью радиоприемника. Принимаемые на слух сигналы записываются оператором в специальный бланк.

§ 7. Финский радиозонд

Финский радиозонд, конструкция которого была разработана Вайсяла, принадлежит к числу радиозондов с высокочастотным способом телеизмерений. Изменяющимся параметром колебательного контура в радиопередатчике этого прибора является емкость. Деформация каждого из приемников метеорологических элементов вызывает перемещение одной из пластин соответствующего переменного конденсатора по отношению к другой пластине, остающейся неподвижной. Тогда величина емкости конденсатора будет меняться обратно пропорционально расстоянию между пластинами.

Таким образом, изменению метеорологических элементов будет соответствовать изменение емкости, что приводит к изменению несущей частоты радиопередатчика.

На рис. 120 представлена схема финского радиозонда. Приемниками метеорологических элементов служит барокоробка B , биметаллическая пластинка T и пучок провальцованных волос F .

Каждый из приемников связан с подвижной пластиной переменного конденсатора, соответственно C_b , C_t и C_f . Конденсаторы поочередно подключаются в цепь радиопередатчика с помощью переключателя K , который приводится во вращение крыльчаткой со скоростью 3—6 оборотов в секунду. Кроме переменных конденсаторов, переключатель подключает в цепь два опорных конденсатора постоянной емкости, дающие максимальную $C_{\max}$ и минимальную $C_{\min}$ емкости относительно изменяющихся емкостей переменных конденсаторов. Опорные конденсаторы служат для учета влияния на частоту передатчика меняющихся напряжений накала и анода и других дестабилизирующих факторов.

Таким образом, в каждом цикле частота излучаемых колебаний скачкообразно принимает пять различных значений, из ко-

торых три зависят от значений температуры, влажности и давления.

Отсчеты частоты берутся относительно интервала между крайними ее значениями, обусловленными подключением опорных конденсаторов.

Весь диапазон изменения несущей частоты передатчика радиозонда разбит на полосы, каждая из которых отводится для передачи измерений соответствующего метеорологического элемента.

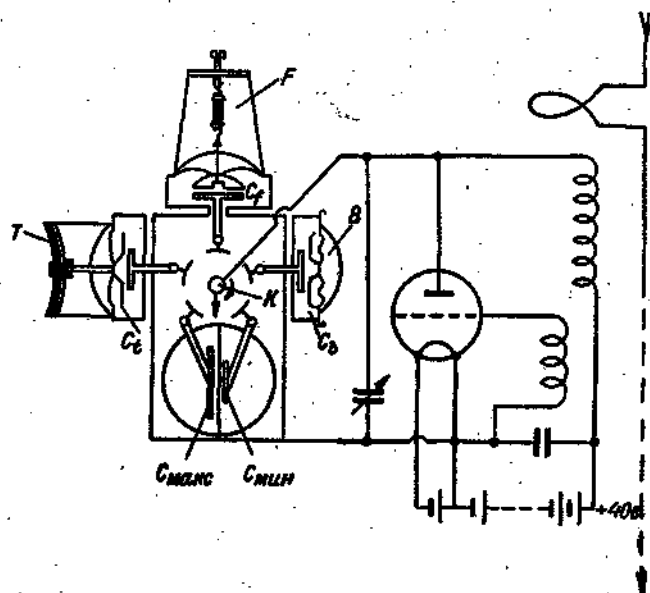


Рис. 120. Схема финского радиозонда Вайсяла.

Передатчик действует в диапазоне частот 14—15 мгц. Прием сигналов производится на специальном, калиброванном по рабочему участку частот приемнике, снабженном регистратором. Сигналы регистрируются на бумажной ленте путем поочередной настройки на передаваемые радиозондом частоты.

Полетный вес радиозонда составляет около 300 г.

§ 8. Радиозонд системы «Фрейберг» (ГДР)

Радиозонд системы «Фрейберг» может быть отнесен к группе радиозондов временного способа телеизмерений. На рис. 121 дана схема устройства прибора.

Подвижный конец биметаллической пластинки 1 с помощью тяги 2 приводит в движение контактную звезду 3, лучи которой

перемещаются над поверхностью барабана 4, изготовленного из изоляционного материала. В поверхность барабана впрессована металлическая спираль, образующая над его поверхностью выпуклый контакт. Часовой механизм 5 приводит во вращение кодирующий барабан со скоростью четыре оборота в минуту. При каждом обороте контакт луча со спиралью приводит к краткому изменению высоты тона модуляции излучения передатчика, что является отсчетным сигналом температуры. Начальный сигнал осуществляется закрепленной на корпусе стрелкой 6. Промежутки времени между начальным и отсчетным сигналами температуры определяют значение температуры.

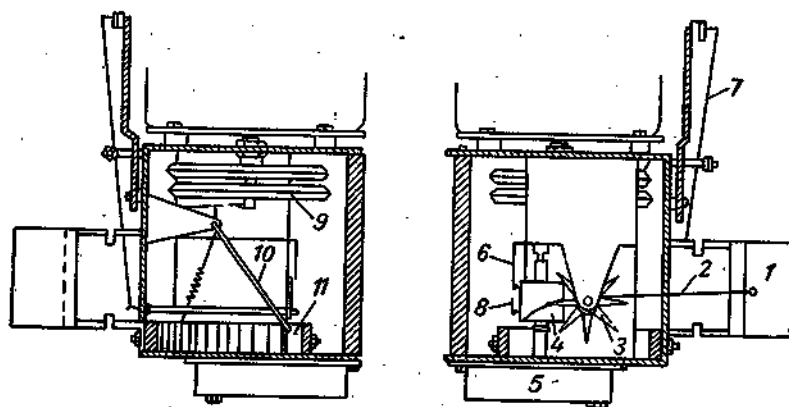


Рис. 121. Схема радиозонда «Фрейберг» (ГДР).

Угловое расстояние лучей звезды выбрано таким, чтобы при вращении звезды один из лучей сходил с барабана тогда, когда соседний луч уже располагался над ним. Область сигналов, даваемых одним лучом, соответствует интервалу температуры около 15° .

Для измерения влажности служит волосной приемник 7 с пятью провальцованными волосками, расположенными раздельно подобно струнам арфы. Приемник связан со стрелкой 8, дающей контакты со спиралью кодирующего барабана также четыре раза в минуту, что создает четыре отсчетных сигнала влажности.

Стрелки температуры и влажности не касаются изоляционной поверхности барабана, а контакт их со спиралью происходит только в момент передачи сигнала. В остальное время стрелки имеют возможность устанавливаться свободно, без трения. Это повышает точность измерения температуры и влажности.

Измерение давления осуществляется с помощью системы из

двух мембранных барокоробок 9 из бериллиевой бронзы. Приемник давления перемещает контактную стрелку 10 по шкале 11, образованной узкими металлическими полосками на изоляционной пластине. Контакты на шкале давления объединены в группы, внутри каждой из них расстояния между контактами одинаковы. Для контроля положения стрелки давления каждый пятый контакт сделан двойным. При соприкосновении стрелки с контактной полоской шкалы давления возникает сигнал давления, характеризующийся изменением высоты тона излучаемых модулированных колебаний. Приемник давления не имеет термокомпенсатора, что вызывает необходимость введения в показания давления поправки на температуру.

Таким образом, измерения температуры и влажности производятся четыре раза в минуту, т. е. при средней вертикальной скорости радиозонда 360 м/мин через каждые 90 м. Измерения давления следуют через постепенно увеличивающиеся интервалы высот.

Прибор помещается в защитный кожух, изготовленный из глянцеванной белой пластмассы. Помещенный в шахте приемник температуры снабжен дополнительной защитой от радиации.

Передачик радиозонда работает на частоте 27,75 мггц. Сигналы каждого из приемников метеорологических элементов распознаются по высоте тона, характерной для данного элемента.

Для питания анода передатчика применяется батарея из цинково-угольных элементов напряжением 67,5 в. Накальная батарея напряжением 2,4 в состоит из двух элементов, соединенных последовательно. Полетный вес радиозондов около 750 г. Прием сигналов производится по методу полуавтоматической регистрации.

Для определения ветра за радиозондом проводятся как теодолитные, так и радиолокационные наблюдения.

§ 9. Особенности поверки радиозондов РЗ-049 и А-22-III

Для того чтобы по сигналам радиозонда установить величину метеорологических элементов в соответствующие моменты времени, необходимо знать значения давления, температуры и влажности для положения стрелок на гребенках или кодовой пластине перед выпуском радиозонда и чувствительность приемников прибора. Как было сказано, чувствительностью приемников температуры и влажности радиозонда РЗ-049 называется величина изменения температуры и влажности, необходимая для перемещения стрелки на один зубец соответствующей гребенки. Чувствительность приемника давления того же радиозонда определяется величиной изменения давления, необходимой для смещения стрелки на 1 мм гребенки давления.

Чувствительность приемников радиозонда А-22-III характеризуется величиной изменения метеорологического элемента при перемещении соответствующей стрелки на одну дорожку кодовой пластины.

Проверка радиозондов имеет целью определение чувствительности приемников и принципиально не отличается от проверки метеорографов, описанной в гл. IV.

Перед проверкой приемника давления производится проверка термокомпенсатора узла давления. Для этого барокоробки погружаются сначала в водяную ванну с положительной температурой, а затем в спиртовую ванну с отрицательной температурой так, чтобы перепад температуры составлял около 100°. Если при указанном перепаде температуры смещение стрелки давления лежит за пределами принятого допуска, то приемник давления бракуется.

Проверка приемников давления производится в барокамере при положительной температуре по ступеням 50—150 мб при понижении давления от начального значения до 20—10 мб.

При проверке радиозонда РЗ-049 через каждую ступень изменения давления производится точный отсчет давления по манометру и отсчет положения стрелки на гребенке давления.

При проверке радиозонда А-22-III прибор устанавливается в барокамеру на стенд-движок, который приводит в движение кодовый барабан. Электровводы барокамеры дают возможность включить в электросеть двигатель стенда-движка и подключить к радиозонду зуммер для прослушивания сигналов. При проверке сопоставляются отсчеты давления по манометру и номер дорожки кодовой пластины, на которой располагается стрелка давления.

Проверка приемников температуры производится в термостате, в котором изменение температуры осуществляется по ступеням 15—20° в интервале от 40 до —70°. После каждого изменения температуры делается отсчет по контрольному термометру и отсчет положения стрелки на гребенке температуры. При проверке радиозонда А-22-III одновременно с отсчетом по контрольному термометру записывается сигнал температуры.

Приемники влажности проверяются в гигростате, в котором изменение относительной влажности осуществляется через интервалы около 20% в диапазоне от 100 до 20%. После каждого изменения влажности производят отсчеты показаний по сухому и смоченному термометрам аспирационного психрометра и положения стрелки на гребенке влажности. При проверке радиозонда А-22-III одновременно с отсчетами по психрометру производится запись сигнала влажности.

Проверка приемников давления температуры и влажности дает возможность построить поверочные или тарифовочные графики, которыми и пользуются при обработке сигналов радиозонда.

На графике поверки приемника давления радиозонда РЗ-049 по вертикальной оси нанесена шкала давления, а по горизонтальной оси — шкала ординат гребенки давления. По точкам, соответствующим положению стрелки на гребенке, и значению давления по манометру строится кривая, которая служит поверочным графиком приемника давления. В среднем чувствительность приемника давления равна 13—14 мб на 1 мм гребенки.

График поверки приемника температуры строится на бланке, на котором по вертикальной оси нанесена шкала температуры, а по горизонтальной оси — зубцы секций гребенки температуры. По точкам, полученным при поверке, строится линия, характеризующая чувствительность приемника температуры. Чувствительность на разных участках гребенки может несколько меняться и лежит в пределах 1,4—1,8° на один зубец.

Данные поверки приемника влажности наносятся на бланк, на котором по вертикальной оси располагается шкала относительной влажности, а по горизонтальной оси нанесены зубцы гребенки влажности. Построенная по точкам кривая характеризует чувствительность приемника влажности. Чувствительность в среднем равна 8—10% на один зубец. Неравномерность изменения длины волоса в зависимости от величины относительной влажности приводит к тому, что чувствительность будет больше на первых зубцах (при большей относительной влажности) и меньше на последних зубцах гребенки.

На рис. 122 представлены поверочные графики приемников температуры (а), давления (б) и влажности (в) радиозонда РЗ-049.

Поверочные кривые приемников радиозонда А-22-III построены аналогичным образом, но по горизонтальной оси для всех приемников нанесена шкала дорожек кодовой пластины. Средние значения чувствительности приемников давления, температуры и влажности этого радиозонда равны соответственно 4—5 мб, 0,4—0,5° и 1—2% на одну дорожку.

§ 10. Подготовка радиозонда РЗ-049 к выпуску

Подготовка радиозонда к выпуску складывается из следующих операций:

- 1) подготовки механической части радиозонда,
- 2) контрольной поверки чувствительности приемников радиозонда,
- 3) подготовки радиоблока и сборки радиозонда.

Подготовка механической части начинается с внешнего осмотра прибора. При этом необходимо обратить внимание на плавность вращения оси пропеллера, надежность сцепления червячного винта коммутатора температуры с шестеренкой коммутатора влажности, плавность скольжения стрелок по гребенкам

и ползунка по контактным секторам коммутатора влажности и чистоту контактов.

После внешнего осмотра и зачистки контактов производится регулировка прибора. Регулируется нажим ламелей на лучи звездочек коммутатора, нажим стрелок на гребенки, проверяется правильность установки ползунка коммутатора влажности.

Перед выпуском каждого радиозонда необходимо производить контрольную поверку приемников, чтобы установить, насколько их чувствительность в момент контрольной поверки отличается от чувствительности, которую они имели при выпуске с завода.

Перед контрольной поверкой производится подготовка радиозонда, наиболее важным элементом которой является сопоставление положения стрелок на гребенках с тем положением, которое они занимали во время основной поверки для тех же значений метеорологических элементов.

При сопоставлении положений стрелки давления находится разность (вариация) между ординатой, найденной для этого положения по таблице ординат зубцов гребенки давления, и ординатой, полученной для того же давления по графику поверки.

Вариация, если она не превышает допуска, устраняется перемещением стрелки на гребенке с помощью специального эксцентрика, установленного на стрелке.

Определение вариации по температуре производится путем сравнения отсчета температуры по термометру и значения температуры по поверочной кривой приемника температуры, полученной для положения стрелки на гребенке в момент сравнения.

Разность двух значений влажности по психрометру, с одной стороны, и по поверочному графику для положения стрелки на гребенке, с другой, служит контролем годности прибора для измерения влажности.

Чтобы судить о годности прибора для вариаций каждого приемника, устанавливаются допуски, регламентируемые наставлениями по радиозондированию.

Контрольная поверка приемника давления проводится в барокамере. Она ведется таким же образом, как и основная поверка, но по более крупным ступеням изменения давления. Сравнение ординат, полученных для одного и того же давления по данным контрольной поверки и по поверочному графику, дает возможность установить годность прибора к выпуску.

Контрольная поверка чувствительности приемника температуры и влажности производится путем сравнения разностей отсчетов показаний температуры и влажности по аспирационному психрометру и по радиозонду во время выдержки радиозонда в помещении и на открытом воздухе. Для сравнения показаний при выдержке прибора на воздухе радиозонд помещают в будку, специально оборудованную вентиляционной установкой. Разность

вариаций между первой и второй поверками является критерием для суждения о годности прибора.

После регулировки механической части радиозонда и его контрольной поверки приступают к проверке монтажа электрических цепей.

Проверка правильности монтажа электроцепей производится при помощи лампового или электромагнитного зуммера, для чего один провод звукогенератора подается на корпус прибора, другой — на коммутатор и включается ток. Ставя указатель температуры поочередно на зубцы 1, 2, 3, 4 и контрольной пластины гребенки температуры и вращая ось пропеллера, убеждаются в наличии соответствующих сигналов. Аналогично проверяется наличие основных и контрольных сигналов давления, а также позывных и отсчетных сигналов влажности.

При подготовке радиоблока прежде всего убеждаются в годности генераторной лампы. Далее производится настройка передатчика на максимальную отдачу в антенну.

Для питания радиопередатчика применяются наливные или сухие батареи. Для заливки наливных батарей в качестве электролита употребляется насыщенный раствор нашатыря.

По окончании подготовки радиоблока производится сборка радиозонда к полету.

При сборке радиозонда с пеленгуемым передатчиком в качестве антенны применяются специальные излучатели. Настройка передатчика на частоту радиолокатора или радиотеодолита производится с помощью волномера.

§ 11. Выдержка, выпуск и прием сигналов радиозонда РЗ-049

Так как сигналы радиозонда определяют не абсолютные значения метеорологических элементов, а их изменение, то перед выпуском радиозонда необходимо, как и для самолетного метеорографа, сопоставить показания приемников радиозонда с показаниями абсолютных приборов — ртутного барометра и аспирационного психрометра. Для этого следует достаточное время выдержать радиозонд на воздухе в одинаковых условиях с абсолютными приборами.

Показания приборов окажутся сравнимыми только тогда, когда приемники радиозонда воспримут температуру и влажность окружающего воздуха. Поэтому радиозонд устанавливают на некоторое время в будку с вентиляционной установкой, которая протягивает воздух через шахту прибора со скоростью 4—5 м/сек, а рядом подвешивают аспирационный психрометр.

Перед выдержкой производят проверку работы радиоблока. Снятие данных выдержки производят за 5—10 мин до выпуска радиозонда.

Результаты выдержки радиозонда перед выпуском сравниваются с данными выдержки в помещении при контрольной поверке. При этом допуски на разность вариаций учитываются только для приемника влажности.

Перед выпуском производятся наблюдения над облачностью, ветром и другими атмосферными явлениями.

К этому времени должна быть наполнена водородом оболочка № 100 или 150 так, чтобы после прикрепления снаряженного к подъему радиозонда свободная подъемная сила обеспечивала вертикальную скорость радиозонда 5—6 м/сек.

К аппендику шара прикрепляется свободный конец антенны, включается питание передатчика и производится выпуск радиозонда.

Для определения ветра на высотах за радиозондом проводятся наблюдения с помощью теодолитов, радиопеленгационные или радиолокационные наблюдения.

Перед моментом выпуска еще раз прослушивается полная серия сигналов всех элементов и результаты записываются в протокол как данные для начала приема сигналов. Далее прием сигналов и их запись производятся до прекращения их слышимости. Для приема сигналов применяются радиоприемники, обладающие высокой чувствительностью и хорошей избирательностью.

Запись сигналов производится условными обозначениями в соответственных графах протокола. Сигналы температуры фиксируются только при их изменении, при этом отмечается время с точностью до 5 сек. и номер зубца гребенки. Во время приема записываются также номера секций температурной гребенки; за правильностью их чередования следят по контрольным сигналам.

При появлении сигналов давления отмечается время, номер зубца температурной гребенки и в графу давления ставится знак X. В момент прекращения сигналов производится аналогичная запись, но в графу давления ставится знак тире. Появление контрольного сигнала давления (трех позывных сигналов влажности) фиксируется в виде знаков XXX.

Сигналы влажности отмечаются при их смене или при их повторении через 1—3 мин. Кроме времени и номера зубца гребенки влажности, указывается номер зубца гребенки температуры и соответствующий знак давления, если передается сигнал давления.

После прекращения приема сигналов записывается причина окончания приема.

§ 12. Обработка сигналов радиозонда РЗ-049

Целью обработки сигналов радиозонда является определение значений давления, температуры и влажности воздуха на различных высотах. Обработка сигналов распадается на не-

сколько этапов и производится в определенной последовательности.

Расчет гребенок температуры и давления обычно производится до выпуска радиозонда, а оставшая часть обработки выполняется после прекращения приема сигналов. Основой для расчета служит выдержка в помещении при контрольной поверке.

Расчет гребенки температуры состоит в определении значений температуры, соответствующих переходу стрелки с одного зубца на другой. Зная положение стрелки и значение температуры при выдержке, по чувствительности определяют значения температуры для начала каждого зубца гребенки. В таблицу выпуска записываются значения температуры в момент выпуска, отсчитанные по психрометру, и значения температуры, соответствующие смене сигналов температуры.

Так как на показаниях приемника температуры сказывается влияние радиации, то для исключения радиационных ошибок во все значения температуры вводят радиационные поправки. Поправки находят в таблице по высоте солнца в момент подъема радиозонда в зависимости от значений стандартного давления. Пользуясь найденными значениями поправок, строят график кривой поправок в зависимости от времени, с которого снимаются поправки для всех значений температуры. На основе исправленных данных строится кривая изменения температуры во времени, для чего значения температуры откладываются по вертикальной оси, а времени — по горизонтальной оси.

При расчете гребенки давления определяются значения давления, соответствующие моментам прохождения стрелкой середины каждого зубца контактной пластины гребенки давления. Для этого по таблице ординат находят величину ординат середины зубцов и с поверочной кривой снимают для этих ординат значения давления. Если при контрольной поверке в помещении вариация по давлению не равнялась нулю, то ее величина вводится в значения ординат.

После выпуска радиозонда проверяется последовательность поступления сигналов давления радиозонда в соответствии с номерами зубцов контактной пластины. Контролем правильности расстановки номеров зубцов служат три позывных сигнала влажности, следующие за сигналами зубцов 5, 9 и 15 контактной пластины.

По времени начала и окончания сигналов давления определяется момент прохождения стрелкой середины каждого зубца контактной пластины. По рассчитанным ранее значениям давления и полученным для них моментам времени строят кривую изменения давления во времени, при этом нанесенные точки давления соединяют плавной кривой при помощи лекала.

Имея в виду уменьшение ошибки измерения высот стандарт-

ных давлений, возникавшей за счет применявшегося прежде графического метода их определения, принято вычислять эти высоты аналитическим путем. Для этого, как обычно, определяют высоты стандартных давлений по гипсометрической таблице, находят толщины слоев между высотами, а для определения поправки к толщине слоя на температуру пользуются кривыми изменения давления и температуры во времени. После этого находят абсолютные высоты стандартных давлений. Далее, по значениям высот изобарических поверхностей строится кривая изменения высоты со временем. Эта кривая дает возможность, в частности, построить график радиационных поправок.

Обработку сигналов влажности начинают с расчета гребенки влажности. Для этого по поверочному графику находят значение влажности для начала или конца каждого зубца гребенки влажности. К найденным значениям вводится поправка на вариацию, полученная при выдержке на воздухе перед выпуском. Данные обработки сигналов влажности наносят на график, на котором подобно другим кривым строится кривая изменения влажности во времени.

Таким образом, по данным обработки сигналов радиозонда и по вычисленным высотам стандартных давлений составляют общий график обработки радиозонда (рис. 123). На этом графике кривая *B* характеризует изменение давления во времени, кривая *t* — температуры, кривая *U* — влажности и кривая *H* — высоты.

Пользуясь графиком, определяют значения метеорологических элементов на стандартных уровнях, находят значения высоты, давления и, соответственно, температуры или влажности для каждой особой точки. Для главных изобарических поверхностей с графика снимают только значения температуры и влажности, так как высота рассчитана аналитически.

Далее по измеренным угловым координатам радиозонда и значениям высот, полученным в результате обработки его сигналов, находят скорость и направление ветра на высотах, пользуясь кругом Молчанова, а в случае необходимости применяя аналитический метод обработки.

§ 13. Подготовка к выпуску и выпуск радиозонда А-22-III

Подготовка к выпуску радиозонда А-22-III производится перед контрольной поверкой в такой же последовательности, как и при выпуске радиозонда РЗ-049.

При подготовке механической части радиозонда устанавливается отсутствие неисправностей в узлах давления, температуры и влажности; проверяется плавность вращения оси пропеллера, надежность сцепления червячного винта с шестерней кодового барабана и т. д. Особое внимание уделяется состоянию контактов на кодовой пластине, на пластинке разделения циклов передачи сигналов и на остриях игл стрелок.

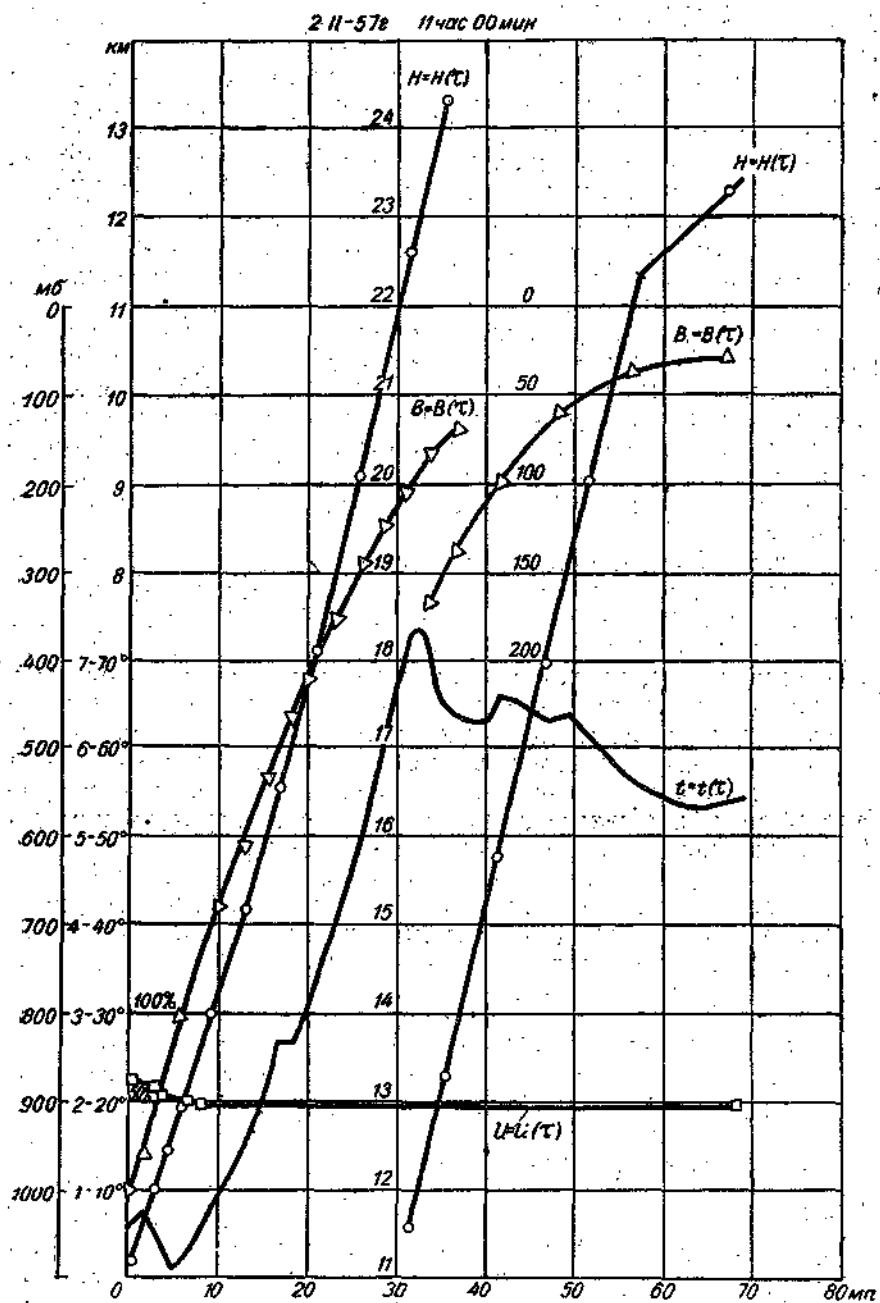


Рис. 123. График обработки радиозонда РЗ-049.

Проверка электрической цепи производится с помощью стенда-движка. Вращение кодового барабана дает возможность установить, насколько четко слышны сигналы, что зависит от состояния электрической цепи.

Перед контрольной поверкой радиозонда производится его подготовка, которая заключается в определении вариаций давления, температуры и влажности.

Для этого вначале отсчитывают давление, температуру и влажность воздуха по барометру и аспирационному психрометру. Затем, при вращении кодового барабана прослушивают сигналы и определяют номера дорожек по прибору. Эти номера дорожек сравнивают с номерами, найденными по отсчетам барометра и психрометра на графиках поверки. Разности между номерами дорожек по поверке и по прибору дадут искомые вариации, по которым судят о годности прибора для контрольной поверки.

При контрольной поверке приемника давления, как и при основной поверке, радиозонд устанавливается на стенд-движок и помещается в барокамеру. Давление в барокамере понижается по крупным ступеням. Величина вариации для каждого отсчета давления определяется как разность между номерами дорожек по поверочной кривой и сигналу радиозонда. Радиозонд считается годным или негодным к выпуску в зависимости от величины максимальной вариации и разности между максимальным и минимальным значениями вариаций.

Контрольная поверка приемников температуры и влажности производится путем определения вариаций в помещении и на открытом воздухе. При проведении поверки радиозонд помещается на вентиляционной установке. О годности радиозонда по температуре и влажности судят по разности вариаций между их определениями в помещении и на открытом воздухе.

Радиозонд А-22-III выпускается с пеленгуемыми передатчиками разных типов. Радиопередатчик вместе с антенной и источниками питания устанавливается в верхней съемной части кожуха. Перед выпуском производится подготовка передатчика и настройка его на требуемую частоту. К радиопередатчику присоединяются провода от источников питания, а манипуляционные провода и два провода, служащие для включения передатчика, выводятся наружу.

Для проверки сохранности тарировки перед выпуском производится выдержка радиозонда: по давлению — в помещении, по температуре и влажности — на воздухе в вентиляционной установке.

Годность прибора к выпуску определяется установленными допусками на разность между вариациями, полученными при выдержках в помещении при контрольной поверке и на воздухе перед выпуском.

После выдержки радиозонда производятся метеорологические наблюдения и контрольное прослушивание сигналов радиозонда. Одновременно с выпуском радиозонда включается лентопротяжный механизм полуавтоматического регистратора.

§ 14. Прием и обработка сигналов радиозонда А-22-III

Как уже указывалось, каждый сигнал, определяющий положение стрелки (номер дорожки), характеризуется сочетанием из

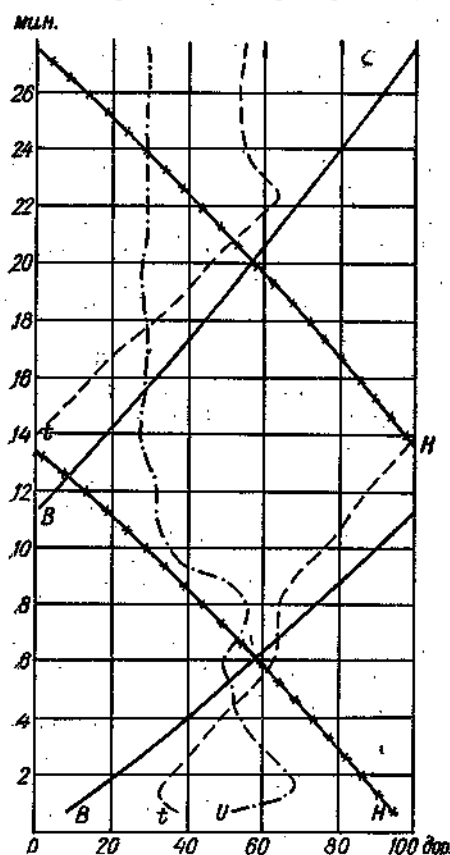


Рис. 124. Схема записи сигналов радиозонда А-22-III.

двух букв. Прием сигналов производится на слух. Нажимом на соответствующие кнопки регистратора получают ряд точек на движущейся диаграммной ленте. Лента разделена на 100 равных промежутков-дорожек по числу дорожек в одной секции кодовой пластины. Точки записи сигналов каждого метеорологического элемента соединяются плавной кривой. Точки давления соединяются с помощью лекала, точки температуры и влажности — от руки. На рис. 124 дана схема записи сигналов давления *B*, температуры *t* и влажности *U*.

Обработка сигналов радиозонда производится в следующей последовательности. Сначала определяют высоты стандартных давлений. Для этого еще до выпуска радиозонда с кривой проверки приемника давления снимаются номера дорожек, соответствующие стандартным давлениям. В значения номера дорожки вводится средняя вариация, определенная по результатам кон-

трольной проверки. После приема сигналов по номерам дорожек по прибору на кривой давления отмечаются точки, соответствующие стандартным давлениям. Через полученные точки проводятся синхронные линии, параллельные горизонталям.

Для синхронных точек на кривых температуры и влажности находят номера дорожек с учетом величины вариаций, полученной по результатам выдержки перед выпуском. По номерам дорожек с помощью поверочных графиков определяют значения температуры и влажности для стандартных давлений. В показания температуры с помощью таблиц вводятся радиационные поправки (см. гл. II). Далее по давлению и температуре обычным способом вычисляют высоты стандартных давлений. Пользуясь вычисленными высотами, на ленте записи сигналов строят кривую высоты H . Шкала высот располагается по горизонтальной оси в масштабе 1 дор.=50 м через 500 м. Точки, соответствующие высотам, наносятся на синхронные линии стандартных давлений и соединяются между собой.

Затем на кривых температуры и влажности находят особые точки и через них проводят синхронные линии. По исправленным на вариацию номерам дорожек, соответствующим синхронным точкам, находят значения температуры и влажности. Высоты для особых точек снимают с кривой высоты H , а давление — с графика, построенного по значениям давления и высоты.

Для определения метеорологических элементов на стандартных высотах через точки кривой высоты, соответствующие стандартным уровням, проводят синхронные линии. Для точек пересечения синхронных линий с кривыми температуры и влажности с помощью поверочных графиков находят значения температуры и влажности. Значение давления снимают с графика давление — высота.

Значения температуры на уровнях особых точек и на стандартных высотах исправляют на влияние радиации, для чего используют график изменения радиационных поправок в зависимости от давления.

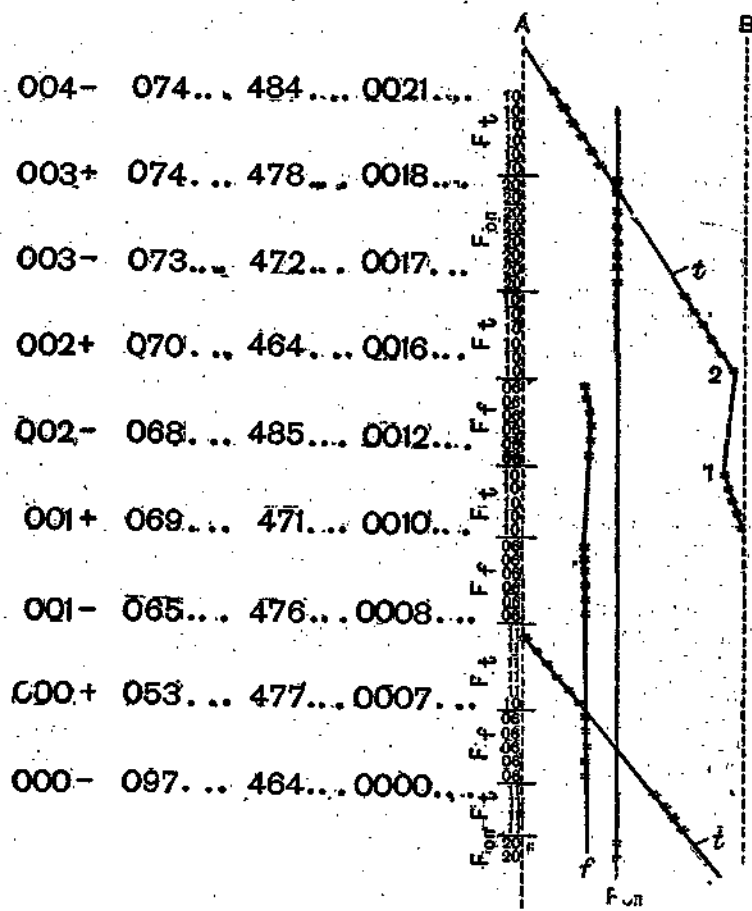
Для определения скорости и направления ветра пользуются значениями высот, которые снимают с кривой высоты на ленте записи сигналов в соответствии с моментами отсчетов углов по теодолиту, радиолокатору или радиотеодолиту.

§ 15. Обработка сигналов радиозонда РКЗ-1

Как было сказано в § 5, запись сигналов давления, температуры и влажности радиозонда РКЗ-1, а также угловых координат и наклонной дальности производится автоматически на бумажной ленте. В правой части ленты записываются сигналы, характеризующие значения метеорологических элементов, в левой части — значения угловых координат и наклонной дальности (рис. 125).

Сигналы радиозонда в правой части ленты печатаются в порядке, определяемом контактной шкалой баропереклещателя.

Между двумя базисными линиями *A* и *B* печатаются точки, характеризующие ход частот (пауз/сек), соответствующих измерениям температуры, влажности и давления (или опорной частоты). Две цифры слева от базисной линии *A* означают тысячи и сотни пауз в секунду. Десятки и единицы пауз печатаются



ния опорных частот и частот влажности. Для определения температуры на кривой выбираются все особые точки (например, 1 и 2), затем измеряется их расстояние от базисной линии A и переводится в значение частоты с помощью масштабной линейки. Частота, соответствующая температуре в особой точке, получается путем сложения напечатанных тысяч и сотен и найденных значений десятков и единиц.

Зная частоту F_t , соответствующую температуре, и опорную частоту $F_{оп}$, определенные синхронно, легко вычислить их отношение $y = \frac{F_t}{F_{оп}}$. Для вычисленных значений y по графику проверки определяется температура.

Значение влажности находится аналогично.

Вычисление давления производится следующим образом. По наклонной дальности и углу места получают высоту; пользуясь значениями высоты и температуры слоя, по барометрической формуле определяют давление. Этот способ является основным. Можно также получить давление на основании сигналов опорной частоты, для которых надписываются номера контактов давления и определяется время прохождения стрелкой баропереключателя середины контакта. Значения давления для каждого контакта снимаются с поверочного графика.

Далее строится график обработки сигналов, на который наносятся кривые изменения давления, температуры и влажности во времени. Затем производится вычисление высот стандартных давлений и построение кривых изменения давления и высоты во времени и давления по высоте. С помощью построенного графика определяют значение всех необходимых величин.

§ 16. Высота подъема радиозондов на резиновых оболочках

Для подъема радиозондов обычно применяются оболочки, изготовленные из натурального или синтетического каучука, весом до нескольких килограммов и диаметром в нерастянutom состоянии от 80 см до нескольких метров. Начальная толщина оболочек лежит в пределах от 0,1 до 0,4 мм.

Основным требованием к оболочкам является их высокая эластичность. При подъеме заключенный в оболочке газ расширяется и оболочка растягивается до тех пор, пока не достигнет предела прочности и не лопнет. Таким образом, высота, до которой может подняться радиозонд, зависит от свойств эластичности, или способности растяжения, оболочки. Иными словами, максимальная высота подъема определяется той минимальной толщиной оболочки, при которой она разрывается.

Обозначим вес оболочки через B , удельный вес латексной пленки, из которой изготовлена оболочка, через d . Тогда объем R ,

занимаемый массой оболочки, может быть получен из выражения

$$R = \frac{B}{d}. \quad (1)$$

Пусть V_0 — начальный объем шара и P_0 — начальная упругость газа в шаре, равная давлению воздуха у земли (избыточным давлением газа, вызванным упругими силами оболочки, пренебрегаем ввиду малости его величины).

На некоторой высоте давление воздуха и объем шара равны соответственно P_n и V_n , а толщина оболочки — h_n . Если начальную температуру газа и температуру его на рассматриваемой высоте обозначить через T_0 и T_n , то из уравнения состояния следует

$$\frac{P_n V_n}{T_n} = \frac{P_0 V_0}{T_0}. \quad (2)$$

Отсюда вытекает, что

$$V_n = \frac{P_0 V_0}{P_n} \cdot \frac{T_n}{T_0}. \quad (3)$$

Считая, что оболочка растягивается равномерно, величину ее шаровой поверхности O_n можно найти, пользуясь формулой

$$O_n = \frac{R}{h_n}. \quad (4)$$

Выражая V_n через поверхность шара, получим

$$V_n = \frac{O_n^{\frac{3}{2}}}{6\sqrt{\pi}}$$

или

$$V_n = \frac{\left(\frac{R}{h_n}\right)^{\frac{3}{2}}}{6\sqrt{\pi}}. \quad (5)$$

На основании формулы (3) для известных значений давления и температуры можно получить величину объема шара на данной высоте. Подставляя найденное значение V_n в (5) и решая уравнение относительно h_n , получим выражение, определяющее толщину оболочки

$$h_n = \frac{R (P_n T_0)^{\frac{2}{3}}}{(6 P_0 V_0 T_n)^{\frac{2}{3}} \pi^{\frac{1}{3}}}. \quad (6)$$

Из этой формулы следует, что для всех оболочек одного и того же веса ($R = \text{const}$) величина h_n не зависит от начальной толщины оболочки.

В табл. 21 показано, как изменяется объем и диаметр шара, а также толщина оболочки весом 750 г, имеющей в нерастянутом состоянии диаметр 0,8 м и толщину 0,4 мм (по Дирксу).

Таблица 21

Высота, км	Объем, м ³	Диаметр, м	Площадь по- верхности, м ²	Толщина оболочки, мм
0	2,34	1,66	8,44	0,0952
10	7,03	2,38	17,74	0,0449
16	17,47	3,22	32,57	0,0245
24	59,26	4,84	73,51	0,0109
30	131,67	6,31	125,18	0,0064

Из этой таблицы видно, что объем шара от 2,34 м³ у земли увеличивается на высоте 24 км до 59 м³, а площадь поверхности — от 8,4 до 73,5 м². Так как величина поверхности шара диаметром 0,8 м в нерастянутом состоянии оболочки составляет 2 м², то, согласно таблице, на высоте 24 км растяжение по площади увеличивается, а толщина оболочки уменьшается в 37 раз. Из приведенных данных следует также, что шар может достигнуть высоты 30 км, если разрывная толщина оболочки будет равна 0,0064 мм.

Разрывная толщина оболочек, естественно, зависит от свойств сорта каучука, применяемого для изготовления оболочек. Кроме того, для одного и того же сорта различие в технологии изготовления оболочек вызывает отличие в величине сопротивления разрыву, которое приводит к более или менее значительным колебаниям разрывной толщины оболочек.

Проведенные Дирксом лабораторные испытания оболочек на разрыв показали, что разрывная толщина оболочек, изготовленных из натурального каучука, составляет 0,008—0,01 мм, а из синтетического каучука — около 0,005 мм. Эти значения соответствуют максимальным высотам подъема 25—27 и 30 км.

Однако в действительных условиях при подъеме разрыв оболочек наступает несколько ниже приведенных высот вследствие вредного влияния на материал оболочек ультрафиолетовой радиации, озона и низких температур. Увеличение интенсивности ультрафиолетовой радиации и концентрации озона, оказывающих химическое воздействие на материал оболочки, а также понижение температуры в стратосфере до —50, —70° приводит

к тому, что резина становится хрупкой, эластичность оболочек теряется и вместе с этим снижается высота подъема.

Основной причиной ухудшения свойств эластичности, по-видимому, является недостаточная морозостойкость материала оболочек. Так, по исследованиям Е. П. Летиной, модуль эластичности латексной пленки оболочек, применяющихся в СССР, при двухмерной деформации с понижением температуры от $+20$ до -50° увеличивается при значительных растяжениях примерно в четыре раза. Опыты Диркса показали, что если растяжимость по площади при температуре $+20^{\circ}$ принять за 100%, то при температуре -50° растяжимость в зависимости от свойств различных сортов материала оболочек понижается до 15—85% величины растяжимости при положительной температуре. При этом оболочки из натурального каучука показали большую морозостойкость, чем из синтетического.

Влияние температуры на эластичность оболочек сказывается на средних высотах, достигаемых радиозондами, в зависимости от температуры, которую приобретают оболочки во время полета. При подъеме в дневное время оболочка нагревается за счет солнечной радиации и имеет более высокую температуру, чем окружающий воздух. Ночью в результате излучения температура оболочки может быть ниже температуры окружающего воздуха. Согласно исследованиям, проведенным в США, при подъеме в дневное время температура оболочки на высоте 20—30 км на 20—30° выше, а ночью — на 3—4° ниже, чем температура окружающего воздуха. Исследования, проведенные Центральной аэрологической обсерваторией, показали, что днем высота зондирования выше, чем ночью, а в теплый период года выше, чем в холодный. Особенно большой оказалась разница в высотах подъема оболочек днем и ночью в теплое полугодие. Так, например, в октябре 1954 г. разность высот составляла 8 км.

Как было установлено, морозостойкость резины может быть повышена путем введения в резину веществ, вызывающих набухание (пластификацию). Деформация резины при набухании существенно не изменяется, но модуль эластичности понижается. В качестве пластификаторов могут служить жидкие углеводороды (бензин, керосин), а в качестве пластификаторов длительного действия — сложные эфиры.

Обработка оболочек пластификаторами приводит к значительному снижению модуля эластичности в условиях низких температур при допустимом для эксплуатации оболочек снижении прочности. Так, после обработки бензином или керосином модуль эластичности при температуре -50° при значительных растяжениях оболочки уменьшается в 3—4 раза по отношению к модулю эластичности необработанной оболочки при той же температуре.

Сравнительные выпуски обработанных и необработанных пластификаторами оболочек показали, что обработка в зимнее

время повышает среднюю высоту зондирования на 5—8 км. В летнее время пластифицированные оболочки целесообразно выпускать только ночью, так как днем оболочки достаточно нагреваются за счет солнечной радиации.

Обработка оболочек бензином или керосином повысила среднюю годовую высоту подъема радиозондов на многих аэрологических станциях СССР. В условиях Арктики и Антарктики благодаря применению этого метода высоты подъема систематически превышают 20 км.

При обработке оболочки рекомендуется придерживаться следующих указаний. Сначала оболочку подогревают в термостате при температуре 70—80° в течение 30 мин. Далее ее наполняют воздухом до полуторного размера начального диаметра и осматривают с целью обнаружения дефектов. Затем оболочку погружают на 2—3 мин в бак с бензином или керосином, после чего ее кладут в перфолевый мешок, который хорошо завязывают. До выпуска оболочку хранят в мешке не менее 6 час.

Для повышения потолка радиозондирования следует использовать оболочки, изготовленные из морозостойкого латекса, мало подверженного влиянию озона и ультрафиолетовой радиации. Это позволит обеспечить устойчивые высоты подъема радиозондов не ниже 25 км.

Обращаясь к выражению (6), видим, что при прочих равных условиях оболочки большего размера должны достигать и больших высот, так как на каждой высоте оболочка более значительных размеров менее растянута. Однако следует заметить, что с увеличением поверхности оболочек увеличивается и число дефектов, или «слабых мест», пленки, которые могут привести к преждевременному разрыву оболочки. Поэтому для оболочек больших размеров важную роль играет высокое качество технологии их изготовления, обеспечивающее одинаковые свойства хорошей эластичности пленки по всей поверхности оболочки.

Максимальные высоты, которые могут достигать в настоящее время радиозонды на оболочках из синтетического и натурального каучука, лежат в пределах 35—40 км.

Наполнение оболочек перед выпуском радиозонда производится с таким расчетом, чтобы вертикальная скорость радиозонда обеспечивала достаточную вентиляцию приемников температуры и влажности и минимальные инерционные ошибки.

Средние вертикальные скорости радиозонда лежат обычно в пределах 300—400 м/мин. Чтобы получить такую вертикальную скорость, наполнение оболочек данного размера производят до свободной подъемной силы, необходимая величина которой устанавливается опытным путем. Норма наполнения определяется по соотношению

$$V_0 = \frac{B + L + A}{e}, \quad (7)$$

где V_0 — объем шара, B — вес оболочки, L — вес прибора, A — свободная подъемная сила и e — удельная подъемная сила водорода или гелия.

§ 17. Применение парашютов для спуска радиозондов

Радиозонд является прибором разового действия, поскольку, как правило, утрачивается при каждом выпуске. Однако в условиях, благоприятных для находимости приборов, с целью неоднократного использования одних и тех же радиозондов при выпуске приборы снабжаются легкими парашютами. Парашюты обеспечивают безопасный для прибора спуск после разрыва оболочки. Обычно приборы не испытывают сколько-нибудь значительных повреждений, если скорость их приземления не превышает 4—5 м/сек.

При подъеме радиозонда с парашютом применяются две системы расположения парашюта по отношению к шару и прибору. В одной из них сверху вниз соединяются последовательно шар — парашют — прибор, в другой — шар — прибор — парашют.

Спуск обычно осуществляется по системе парашют — прибор, так как несложное отцепное приспособление освобождает опускающуюся систему от разорвавшейся оболочки.

При снижении прибора на систему прибор — парашют действует сила сопротивления парашюта R , вес прибора B и вес парашюта p .

Так как при спуске прибора с раскрытым парашютом вес парашюта и прибора уравнивается силой сопротивления парашюта, то должно соблюдаться равенство

$$R = B + p. \quad (8)$$

Величину R можно выразить с помощью формулы

$$R = c_x \rho \frac{W^2}{2} S, \quad (9)$$

где c_x — коэффициент лобового сопротивления (находится экспериментально), ρ — плотность воздуха, W — скорость падения прибора и S — площадь поперечного сечения парашюта в раскрытом состоянии.

Тогда равенство (8) может быть записано в следующем виде:

$$c_x \rho \frac{W^2}{2} S = B + p, \quad (10)$$

откуда

$$W = \sqrt{\frac{2(B+p)}{c_x \rho S}}. \quad (11)$$

Последняя формула показывает, что скорость снижения прибора прямо пропорциональна квадратному корню из веса прибора и парашюта и обратно пропорциональна квадратному корню из площади поперечного сечения парашюта и плотности воздуха. Кроме того, скорость снижения зависит от величины c_x . Эта формула позволяет по заданному весу и требуемой скорости падения прибора определить основные характеристики парашюта.

В аэрологической практике применяются обычно парашюты сферической формы с полюсными отверстиями для стабилизации спуска.

Из формулы (11) следует, что скорость парашютирования будет изменяться с высотой в зависимости от плотности воздуха в соответствии с формулой

$$\frac{W}{W_0} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}, \quad (12)$$

где W и ρ и W_0 и ρ_0 — скорость падения и плотность воздуха соответственно на некоторой высоте и у земли. При этом предполагается, что величина c_x остается неизменной.

На рис. 126 представлена схема, изображающая готовый к подъему радиозонд с парашютом, расположенным ниже прибора. К аппендиксу шара привязан шнур, к нижнему концу которого прикреплен антенна. Радиозонд подвешивается к антенне, а стропы парашюта привязываются к радиозонду. Такое расположение парашюта способствует поддержанию вертикального положения всей подъемной системы, уменьшая ее раскачивание.

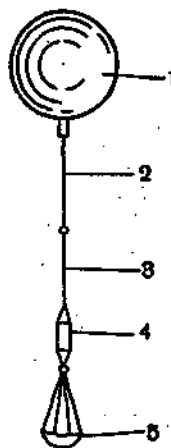


Рис. 126. Схема радиозонда с парашютом.

1 — шар, 2 — шнур, 3 — антенна, 4 — радиозонд, 5 — парашют.

§ 18. Точность радиозондирования. Некоторые перспективы усовершенствования метода

Для исследования свободной атмосферы в настоящее время используется ряд различных типов радиозондов. Точность измерения давления, температуры и влажности при радиозондировании каждым из типов приборов неодинакова, и ошибки измерений еще не вполне изучены.

Погрешности измерений метеорологических элементов носят различный характер и по своей природе могут быть отнесены или к систематическим или к случайным ошибкам.

К систематическим погрешностям принадлежат инерционные ошибки приемников температуры и влажности, а также ошибки, возникающие за счет радиационного перегрева приемника температуры. Как было сказано ранее, величина этих ошибок для каждого типа радиозондов может быть установлена путем лабораторных и полевых исследований. При обработке сигналов радиозондов эти ошибки исключаются введением соответствующих поправок.

Учет влияния инерции на показания приемника температуры производится с помощью определения коэффициента инерции λ , величина которого изменяется в зависимости от скорости обтекания приемника потоком воздуха и от изменения плотности воздуха.

Влияние инерции на показания волосных приемников влажности, а также пленочных и электролитических трудно поддается учету в силу того, что коэффициент инерции сильно возрастает при низких значениях температуры и малой относительной влажности. Особенно существенной величины ошибка за счет инерции достигает при измерениях волосным гигрометром.

Применение новых упругих материалов для изготовления мембранных барокоробок привело к тому, что влияние гистерезиса и упругого последствия на измерение давления оказывается незначительным. Это влияние может играть роль лишь при приеме сигналов в течение спуска радиозонда.

Изучение вопроса о радиационных ошибках в измерении температуры радиозондами имеет существенное значение для получения более точных данных о распределении температуры, особенно в стратосфере. Кроме того, наличие радиационных ошибок ведет к искажению определения высоты стандартных давлений в свободной атмосфере и оказывает существенное влияние на правильность анализа карт топографии изобарических поверхностей. Это обстоятельство также подчеркивает необходимость введения радиационных поправок.

Как было сказано в гл. II, определение радиационных ошибок производится экспериментальным путем, и в настоящее время радиационные поправки вводятся в показания радиозондов в ряде стран. Влияние различия конструктивных особенностей приборов сказывается в том, что радиационные поправки неодинаковы для радиозондов разных типов.

Международные сравнения радиозондов в Пайерно (Швейцария) в 1956 г. показали, что наименьшей погрешностью в показаниях температуры за счет влияния радиации обладает радиозонд США. Радиационные ошибки у радиозондов Франции,

Англии, Японии и Финляндии такого же порядка, как и у советского радиозонда РЗ-049. Особенно велики эти ошибки на больших высотах при значительных высотах солнца над горизонтом. Радиозонд СССР А-22-III дал хорошую сходимость по температуре с радиозондом США. В результате исследований, проведенных на большом материале, было установлено, что показания термоприемника радиозонда А-22-III значительно меньше зависят от влияния солнечной радиации, чем показания радиозонда РЗ-049.

К случайным ошибкам радиозонда относятся собственно инструментальные ошибки, вносимые в измерение передаточной системой от приемников к стрелкам, кодирующим механизмом, работой радиопередатчика. Кроме того, к случайным ошибкам относятся ошибки поверки и выдержки прибора, погрешности приема и обработки сигналов.

Из погрешностей кодирующего механизма и ошибок, вносимых радиоблоком, укажем на 1) влияние на точность передачи сигналов состояния гребенок и величины трения стрелок о гребенки радиозонда РЗ-049, 2) влияние неравномерности хода часового механизма в радиозондах временного способа телеизмерений, 3) вредные посторонние влияния на частоту передатчика в радиозондах частотного метода телеизмерений.

Под ошибкой поверки следует понимать погрешность в определении чувствительности того или иного приемника радиозонда. Ошибка выдержки возникает при сопоставлении показаний радиозонда с показаниями абсолютных приборов и определяется ошибкой вариации.

Погрешности, вносимые приемом сигналов и их обработкой, в значительной мере зависят от способа телеизмерений и метода приема сигналов, а также связаны с неточностью построения кривых изменения метеорологических элементов и определения по ним значений элементов на заданных высотах, изобарических поверхностях и в особых точках.

Для кодового и временного способа телеизмерений характерны погрешности, вносимые неточностью записи моментов изменения сигналов или поступления начального и отсчетного сигналов.

Для частотного способа точность измерения, связанная с приемом сигналов, зависит от минимального изменения частоты Δf , которое еще может быть измерено с помощью приемно-регистрирующего устройства. Если $(f_2 - f_1)$ — диапазон изменения частоты для всей шкалы изменения данного элемента от A_1 до A_2 , то ошибка в измерении элемента за счет неточности регистрации сигнала выразится в виде

$$\Delta A = \Delta f \frac{A_2 - A_1}{f_2 - f_1} \quad (13)$$

Для радиозонда числового метода телеизмерений ошибку в измерении элемента за счет неточности подсчета сигналов можно оценить, пользуясь выражением

$$\Delta A = \frac{A_2 - A_1}{n}, \quad (14)$$

где n — число равнопериодных сигналов, соответствующее диапазону возможных изменений измеряемой величины ($A_2 - A_1$).

Судить о размерах случайных ошибок, вносимых каждым из указанных факторов в отдельности, не представляется возможным. Поэтому обычно изучаются суммарные случайные ошибки в измерениях каждого метеорологического элемента. Для этих целей пользуются двумя путями: лабораторными исследованиями приборов и сравнительными испытаниями радиозондов в полете.

Международные сравнения показаний радиозондов различных стран, о которых мы упоминали выше, дали важные результаты в изучении ошибок ряда типов радиозондов. Методика сравнения заключалась в одновременном подъеме четырех и более радиозондов различных типов на одной системе, состоящей из нескольких шаров, наполненных водородом.

Такого рода сравнительные подъемы дали возможность установить величину систематических ошибок в измерениях температуры, а также величину случайных ошибок в измерениях температуры и давления. На основании этого можно было сделать заключение о том, какие из типов радиозондов отличаются наибольшей точностью.

П. Ф. Зайчиковым предложен метод, позволяющий определить случайные ошибки каждого типа радиозондов по известным ошибкам трех пар радиозондов, составленных сочетанием из трех типов по два. Этот метод носит название метода тройного контроля и состоит в следующем.

Допустим, что истинные значения какого-либо метеорологического элемента $t_1, t_2, \dots, t_n$ измеряются одновременно тремя типами радиозондов (1, 2, 3), имеющими различную точность измерений, и при этом получены отсчеты:

приборами типа	1	$A_1, A_2, \dots, A_n,$	(15)
" "	2	$B_1, B_2, \dots, B_n,$	
" "	3	$C_1, C_2, \dots, C_n.$	

Каждый из отсчетов содержит истинное значение и какую-то ошибку измерения:

$$A_i = t_i + a_i,$$

$$B_i = t_i + b_i,$$

$$C_i = t_i + c_i,$$

где a_i, b_i и c_i — ошибки измерений.

Из отсчетов (15) составим разности одновременных парных отсчетов. Эти разности представляют собой разности ошибок в измерениях, допущенных соответствующей парой приборов. Они составляют ряды (16):

$$\begin{aligned} a_1 - b_1, \quad a_2 - b_2, \quad \dots, \quad a_n - b_n \\ b_1 - c_1, \quad b_2 - c_2, \quad \dots, \quad b_n - c_n \\ c_1 - a_1, \quad c_2 - a_2, \quad \dots, \quad c_n - a_n \end{aligned} \quad (16)$$

Исключив из этих рядов систематические разности, получим только одни случайные, после чего можно определить среднеквадратичные значения или средние абсолютные значения случайных разностей. Применяя известные положения математической статистики к случайным разностям, получим три уравнения:

$$\begin{aligned} \sigma_{1,2}^2 &= \sigma_1^2 + \sigma_2^2 \\ \sigma_{2,3}^2 &= \sigma_2^2 + \sigma_3^2 \\ \sigma_{3,1}^2 &= \sigma_3^2 + \sigma_1^2 \end{aligned} \quad (17)$$

где $\sigma_{1,2}$, $\sigma_{2,3}$ и $\sigma_{3,1}$ — среднеквадратичные значения разностей для соответствующих пар, а σ_1 , σ_2 и σ_3 — среднеквадратичные случайные ошибки радиозондов типа 1, 2 и 3.

Решение системы уравнений (17) дает возможность определить величины σ_1 , σ_2 и σ_3 :

$$\begin{aligned} \sigma_1 &= \pm \sqrt{\frac{\sigma_{1,2}^2 + \sigma_{3,1}^2 - \sigma_{2,3}^2}{2}} \\ \sigma_2 &= \pm \sqrt{\frac{\sigma_{1,2}^2 + \sigma_{2,3}^2 - \sigma_{3,1}^2}{2}} \\ \sigma_3 &= \pm \sqrt{\frac{\sigma_{3,1}^2 + \sigma_{2,3}^2 - \sigma_{1,2}^2}{2}} \end{aligned} \quad (18)$$

Нередко применяющийся для определения случайных погрешностей метод спаренных выпусков радиозондов является частным случаем метода тройного контроля.

При $\sigma_1 = \sigma_2$ имеем

$$\sigma_{1,2}^2 = 2\sigma_1^2$$

откуда

$$\sigma_1 = \sqrt{\frac{\sigma_{1,2}^2}{2}} \quad (19)$$

В табл. 22 приведены значения средних случайных ошибок в измерениях давления и температуры, определенные по методу тройного контроля для некоторых типов радиозондов.

Таблица 22

Случайные ошибки радиозондов

Слой, км	Температура, град.					Давление, мб			
	СССР РЗ-049	Бельгия	ФРГ	США	Швейцария	СССР РЗ-049	ФРГ	США	Швейцария
0—8	0,5	0,6	0,3	0,3	0,7	3	2	3	4
8—20	0,9	1,1	0,4	0,1	1,3	3	2	2	5

Определение случайных ошибок радиозонда РЗ-049 по методу спаренных радиозондов было проведено в Центральной аэрологической обсерватории. Результаты сравнения показали, что случайные среднеквадратичные ошибки измерения температуры лежат в пределах 0,6—1,0°, т. е. достаточно близко к значениям, приведенным в табл. 22. Среднеквадратичная ошибка измерения давления в диапазоне от давления у земной поверхности до 50 мб составляет в среднем 4 мб, т. е. на 1 мб превышает значения, полученные по методу тройного контроля. Спаренные выпуски показали также, что средняя случайная ошибка измерения влажности радиозонда РЗ-049 увеличивается с высотой от 2% в слое до 1 км до 5% на уровне 5 км, т. е. она значительно меньше систематической ошибки за счет инерции.

Радиозонд А-22-III обладает рядом преимуществ перед радиозондом РЗ-049 в отношении точности измерения метеорологических элементов и имеет меньшую величину инерционной и радиационной ошибок.

Считается, что случайные среднеквадратичные погрешности в измерении давления, температуры и влажности радиозондом А-22-III составляют соответственно ± 3 мб, $\pm 0,8^\circ$ и $\pm 5\%$.

Как мы видели ранее, ошибки в определении высоты зависят от ошибок в измерении давления и средней температуры слоя. Поскольку эти ошибки для данного уровня не связаны друг с другом, то общая ошибка в определении высоты зависит от суммы ошибок за счет неточностей в измерении температуры и давления.

В табл. 23 приведены величины случайных ошибок в определении высоты, если ошибка в определении давления составляет 3 мб, а ошибка в определении температуры — 1°.

Таблица 23

Случайные ошибки в определении высоты радиозондом РЗ-040

Величина ошибки, м и %	Высота, км					
	5	10	15	20	25	30
ΔH_p м	48	90	170	300	540	1020
%	1,0	0,9	1,1	1,5	2,2	3,4
ΔH_t м	18	36	56	72	92	110
%	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4

В этой таблице ошибки в определении высоты за счет неточности измерения давления и температуры обозначены соответственно через ΔH_p и ΔH_t .

Если считать достаточной точность определения высоты 2%, то, как это следует из табл. 23, до высоты 20 км можно допустить измерение давления с ошибкой, не превышающей 3 мб, а температуры с ошибкой до 1°. Быстрое возрастание величины ΔH_p на уровнях, превышающих 20 км, показывает, что давление на этих высотах должно измеряться с большей точностью, чем в ниже лежащих слоях.

Рассмотрение источников погрешностей и результатов исследований по определению систематических и случайных ошибок радиозондирования подчеркивает необходимость дальнейшего изучения точности радиозондирования и усовершенствования самого метода радиозондов.

Повышение точности измерения метеорологических элементов требует прежде всего усовершенствования приемников давления, температуры и влажности. В изготовлении барокоробок для измерения давления в настоящее время достигли значительных успехов. В радиозондах применяют барокоробки, показания которых практически свободны от влияния гистерезиса, а в конструкции узла давления в большей части приборов предусмотрена полная термокомпенсация. Однако, как было показано, точность измерения давления деформационными барометрами на больших высотах (выше 25 км) недостаточна, так как величина ошибок в измерении давления барокоробками соизмерима с величиной давления.

В настоящее время проводятся опыты по применению для измерения давления гипсотермометров с жидкостью, точка кипения которой во всем интервале давления лежит ниже температуры окружающего воздуха. По такому методу измеряется давление голландским радиозондом. Однако точность измерения давления примененным в радиозонде гипсотермометром пока ниже той точности, которую дают барокоробки. Для более точных измерений давления возможно также применение радиоак-

тивного манометра (альфатрона), который позволяет измерять давление в диапазоне от 100 до 10^{-4} *мм* (см. гл. IX). Использование указанных методов в применении к радиозондам, по существу, не вышло из стадии опытов и поэтому трудно судить о том, насколько они окажутся пригодными для уточнения измерения давления без усложнения в значительной мере конструкции радиозондов.

Применение радиолокационных средств дает возможность измерения высот радиозонда, что в сочетании с точными данными по определению температуры позволяет вычислить с достаточной точностью давление по барометрической формуле. Принципиально возможным, хотя и сложным путем определения высоты радиозонда, является ее измерение по принципу самолетного радиоальтиметра.

Для измерения температуры наряду с малоинерционными биметаллическими приемниками температуры все шире вводятся термисторы. Достаточное постоянство поверочных данных, устойчивость против внешних влияний, малая величина инерционной и радиационной ошибок указывают на их преимущества в измерении температуры. Целесообразным может оказаться также применение термочувствительных конденсаторов.

Совершенно необходимым стало введение в показания термометров инерционных и радиационных поправок. Уменьшению величины ошибок за счет радиации служит применение белых биметаллических термометров и термисторов. Показания таких приемников температуры в малой степени зависят от влияния радиации.

Наиболее трудную задачу представляет усовершенствование измерения влажности. В современных радиозондах применяются три типа приемников влажности: волосной, пленочный и электролитический. Использование провального волоса и животной пленки повышает точность измерения влажности по сравнению с обычным волосом, однако и эти приемники недостаточно чувствительны и обладают значительной инерционностью при низких температурах. Развитие электролитического метода путем подбора электролита с необходимыми свойствами намечает путь к уменьшению аналогичных недостатков в измерениях гигрометром этого типа. Применению методов точки росы и спектрального поглощения с автоматизацией процесса измерения и передачей данных по радио препятствует сложность соответствующих конструкций. Измерение этими методами возможно пока при проведении специальных исследований.

Следует ожидать, что в дальнейшем повышении точности измерения температуры и влажности радиозондами сыграет роль переход от приемников деформационного типа, которым свойственны многие недостатки, к более совершенным приемникам электрического типа.

Повышение точности измерения радиозондами основных метеорологических величин возможно также при дальнейшем усовершенствовании радиозонда как радиотелеметрического прибора. В применяющихся в радиозондировании приборах используются различные способы телеизмерений, каждый из которых имеет свои достоинства и недостатки.

Преимущество кодового способа состоит в том, что каждой смене сигнала (переходу стрелки с одного зубца на другой или на соседнюю дорожку) соответствует свое определенное значение метеорологического элемента. При этом телеметрический путь в моменты изменения сигналов никаких собственных погрешностей не вносит.

В других методах телеизмерений для передачи показаний используются промежуточные величины: время, число сигналов, высокая частота передатчика или частота модуляции. В этом случае общая погрешность измерения возрастает за счет ошибок телеметрического пути, так как процессы измерения и передачи показаний связаны. В радиозондах высокочастотного способа телеизмерений применяются передатчики, работающие на частоте коротковолнового диапазона, что исключает применение для приема сигналов аппаратуры радиолокационного типа. Низкочастотный метод телеизмерений дает возможность применить приемники температуры и влажности, полностью разгруженные от работы на преодоление сил трения, что повышает точность измерения соответствующих метеорологических элементов. Прием сигналов в этом способе телеизмерений можно вести специальным радиоприемником и приемниками радиолокационных станций.

Как можно было видеть, в радиозондах по одному радиоканалу передаются значения по крайней мере трех метеорологических величин. Для этого в кодирующем устройстве радиозондов применяются коммутаторы в виде механических переключателей. Имеет большое значение разработка схем радиозондов с электронным кодирующим устройством, не имеющим механических контактных систем. Решить этот вопрос можно, применяя, например, частотные генераторы-смесители. При приеме сигналов радиозонда с таким кодирующим устройством сложномодулированные колебания отфильтровываются по трем отдельным каналам.

Как известно, основным назначением применяющихся в радиозондах передатчиков является осуществление радиосвязи между радиозондом и приемной станцией для передачи показаний измерителей. Кроме того, передатчики должны обеспечивать наблюдения за радиозондом с помощью радиолокаторов или радиотеодолитов для определения ветра. Это вызывает необходимость использования в радиозондировании волн метрового и сантиметрового диапазонов, которые обеспечивают к тому

же и свободный от помех прием. Намечившееся смещение диапазона волн в сторону их приближения к сантиметровой области связано со стремлением к более точному определению угловых координат при пеленговании радиозонда.

Усовершенствование радиопередатчиков происходит по пути улучшения схем и применения новых генераторов высокой и низкой частоты, а также модуляторов. Существенную роль должно сыграть внедрение полупроводниковых усилительных и генераторных устройств, отличающихся крайне малыми размерами и весом и высокой экономичностью питания.

Применяющиеся в современных радиозондах источники питания обладают весом, достигающим почти 50% общего полетного веса прибора. Возникает необходимость снижения веса батарей, что должно привести к увеличению высоты зондирования. При этом батареи должны быть не только легче, но и иметь разрядные характеристики, лучшие, чем в батареях, применяющихся до сих пор, и обеспечивать достаточное время работы без снижения напряжения. Принципиально возможно осуществление питания радиозонда энергией радиолуча, посылаемого с наземной «питающей» установки.

Преимущество автоматической регистрации сигналов радиозонда любой системы телеизмерений не вызывает сомнений, тем более что осуществление такого приема с помощью электро-механической и электронной аппаратуры в настоящее время не представляет затруднений.

Использование электронных счетчиков импульсов позволяет с большой точностью производить регистрацию числа сигналов, измерение отрезков времени или частоты модуляции, что влечет за собой уменьшение общей погрешности измерения. В настоящее время разработаны электронные счетные устройства, автоматически преобразующие сигналы в цифропечатную или в ординатную запись.

Для ускорения процесса обработки и повышения точности результатов радиозондовых и радиовеетровых измерений большую роль должно сыграть применение наземных электронных счетно-решающих устройств для автоматической обработки сигналов радиозондов и вычисления скорости и направления ветра. В этом случае конечный результат зондирования мог бы быть получен немедленно по окончании приема сигналов.

Как известно, радиозондирование тесно связано с радиовеетровыми наблюдениями. Однако, как было показано, точность определения высот по данным измерения давления и температуры радиозонда на больших высотах недостаточна, а это приводит к большим погрешностям в определении ветра. Поэтому приобретает большое значение разработанный для более точного определения высоты радиозонда метод активной ретрансляции с применением передатчиков — ответчиков (см. § 9 гл. VI).

Кроме измерения основных метеорологических элементов, метод радиозондов можно использовать для изучения других характеристик свободной атмосферы, например для измерения высоты границ облачных слоев, степени турбулентности, регистрации уровней возможного обледенения. Такие измерения могут быть совмещены с обычным радиозондированием, но могут осуществляться отдельными специальными приборами. Детальное изучение пограничного слоя атмосферы до высоты 2—3 км также требует создания специального радиозонда с повышенной точностью измерений, так как обычный радиозонд в силу инерционных ошибок не может удовлетворить предъявляемым требованиям.

Для изучения нижнего слоя атмосферы является перспективным применение радиоуправляемых моделей. Полеты по заданной программе с передачей по радио величин метеорологических элементов могут обеспечить детальное изучение особенностей структуры нижнего слоя: изотермических и инверсионных слоев, облачных слоев, слоев с повышенной влажностью и т. д.

Особые требования могут быть предъявлены к радиозондам специального назначения, как, например, к приборам, используемым на дрейфующих аэростатах, сбрасываемых с самолета, и т. д.

Как известно, высота подъема радиозондов на применяющихся оболочках в среднем достигает 20—25 км. Улучшение качества оболочек и обработка их перед полетом пластификаторами дает возможность повысить потолок зондирования, но вместе с увеличением высоты возрастает продолжительность приема и обработки сигналов, что ведет к задержке передачи обработанных данных. Увеличение вертикальной скорости радиозондов до величины, большей чем 400—450 м/сек, невозможно из-за аэродинамических особенностей мягкой оболочки (образование вмятины на куполе шара). Кроме того, такое увеличение вертикальной скорости предполагает, что приемники радиозонда обладают весьма малой инерционностью. В связи с этим большую оперативность могли бы обеспечить радиозонды с безынерционными приемниками, поднимаемые, например, на небольших ракетах.

Развитие приборостроения, телеавтоматики, радиоэлектроники и других областей науки и техники открывает реальные перспективы для дальнейшего усовершенствования метода радиозондов и необходимого подъема его на более высокую ступень.

Глава VI

ПРИМЕНЕНИЕ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СРЕДСТВ ДЛЯ АЭРОЛОГИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

В течение многих лет метод шаропилотных наблюдений был главным и практически единственным методом для получения данных о ветре на высотах в свободной атмосфере. Этот метод, как было показано в гл. I, не может быть использован для определения скорости и направления ветра на высотах в облаках и над ними, а также в дни, когда у земли наблюдаются туманы и осадки. Весьма ограничены высоты, до которых этим методом можно измерить направление и скорость ветра в ночные часы. Только опытные наблюдатели проводят наблюдения в безоблачные ночи до высоты 4—5 км. Поэтому накопленный материал о распределении ветра в свободной атмосфере в течение длительного времени относился к определенным, весьма ограниченным условиям погоды.

Применение радиотехнических методов для определения пространственных координат объектов, свободно летающих в атмосфере, дает возможность получить данные о ветре для любых условий погоды и для любого времени суток.

Родиной радиотехники является Россия. Историческая дата ее возникновения — 7/V (25/IV) 1895 г., когда выдающийся русский ученый А. С. Попов сделал доклад на заседании Физического отделения Русского физико-химического общества на тему «Об отношении металлических порошков к электрическим колебаниям» и впервые в мире продемонстрировал изобретенный им прибор для обнаружения электромагнитных волн на больших расстояниях. «Передатчиком» волн была молния.

Этот прибор «при дальнейшем усовершенствовании его. — говорил в своем докладе А. С. Попов, — может быть применен к передаче сигналов на расстояния при помощи быстрых электрических колебаний, как только будет найден источник таких колебаний, обладающий достаточной энергией».

В 1897 г. он предложил практический путь для радиотехнических измерений, указав на влияние посторонних предметов на распространение радиоволн. «Применение источника электромагнитных волн на маяках в добавление к световому или звуковому сигналам может сделать, — писал А. С. Попов, — видимыми маяки в тумане или в бурную погоду: прибор, обнаруживающий электромагнитную волну звонком, может предупредить о близости маяка, а промежутки между звонками дадут возможность различать маяки. Направление маяка может быть приблизительно определено, пользуясь свойствами мачт, снастей задерживать электромагнитную волну, так сказать, затенять ее.

В нашей стране успешное развитие радиометрические методы получили лишь после Великой Октябрьской социалистической революции. Работы советских ученых — М. А. Бонч-Бруевича, академиков Л. Н. Мандельштама, Н. Д. Папалекси, Б. А. Введенского, А. И. Берга и многих других — сыграли большую роль в развитии как радиопеленгования, так и радиолокации.

В последние годы методы радиолокационных наблюдений находят все более широкое применение в аэрологии не только для ветровых наблюдений, но также для исследования облаков и осадков, атмосферной турбулентности и других явлений в свободной атмосфере.

А. РАДИОВЕТРОВЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ

§ 1. Основы радиотехнических методов измерения ветра на высотах

Для измерения ветра на высотах могут быть использованы два метода: метод радиопеленгования и метод радиолокации.

Радиопеленгованием называется определение направления (линии) распространения радиоволн, идущих от предмета, снабженного радиопередатчиком. Радиопеленгование производится с помощью радиоприемников особого устройства, имеющих антенны резко направленного приема, называемых радиопеленгаторами.

Для определения горизонтальной проекции предмета необходимо вести пеленгование с помощью двух или нескольких радиопеленгаторов, расположенных на определенном расстоянии друг от друга. Таким методом нельзя определить высоту летящего предмета; она определяется не радиотехническими способами. Это обстоятельство являлось существенным недостатком метода радиопеленгования.

В последние годы метод радиопеленгования значительно усовершенствован. Современные радиопеленгаторы снабжены подвижными антеннами приема, обеспечивающими возможность определения с помощью одной установки небольших размеров не

только азимута, но и угла места (вертикального угла) свободно летящего предмета, снабженного радиопередатчиком. Такие установки называются радиотеодолитами.

Большим достоинством современного метода радиопеленгования является возможность производства наблюдений до больших высот и при значительных удалениях пеленгируемого излучателя. В современном виде метод радиопеленгования нашел широкое применение в аэрологии.

Основными требованиями к радиотеодолитам являются высокая точность определения угловых координат, высокая чувствительность радиоприемника и простота в обращении, а к пеленгируемым радиопередатчикам — достаточная мощность и стабильность частоты излучения.

Радиолокацией называется определение удаления и угловых координат предмета с помощью приемно-передающего устройства (радиолокатора), облучающего предмет радиоволнами и принимающего их после того, как они достигли предмета, отразились от него и вернулись обратно. Радиолокатор, таким образом, в отличие от радиопеленгатора, принимает те радиоволны, которые он сам излучает, но после их отражения от предмета и возвращения.

Измерение расстояния в этом методе имеет в своей основе определение времени распространения радиоволн. Оно осуществляется либо методом частотной модуляции, либо импульсным методом.

Метод частотной модуляции состоит в следующем. В радиолокаторе используется передатчик, частота излучения которого изменяется линейно в течение некоторого промежутка времени на величину ΔF . Сигнал, отраженный от облучаемого предмета, запаздывает на приемник радиолокатора на промежуток времени, равный $\frac{2D}{c}$, где D — дальность, а c — скорость распространения радиоволн.

В каждый момент времени принятый и излученный сигналы отличаются по частоте. Разность между линейно меняющимися частотами излучаемых и приходящих радиосигналов равна

$$\Delta f = \frac{2D\Delta F}{c}$$

и, следовательно, пропорциональна дальности до отражающего предмета.

Точность этого метода определяется одним периодом биения, и ошибка в определении дальности составляет $\pm \frac{c}{D\Delta f}$. Для определения дальности с точностью 1 м необходимо, чтобы Δf было равно 150 мГц.

С помощью радиолокаторов, работающих на принципе частотной модуляции, можно определить координаты предмета с очень близких расстояний, практически начиная непосредственно от места стояния радиолокатора.

Этот метод измерения расстояний положен в основу работы радиовысотомеров, широко применяемых в авиации для определения высоты полета.

Импульсный метод состоит в том, что для измерения расстояний производится периодическая посылка весьма кратковременных импульсов электромагнитных колебаний с постоянной частотой и прием их после отражения в месте первоначального излучения. Расстояние определяется путем измерения времени между моментами посылки сигналов и их возвращения обратно. С помощью радиолокаторов, действующих на принципе импульсного метода излучения, можно с достаточной степенью точности определить пространственные координаты предмета, начиная только с некоторого расстояния от радиолокатора. Это расстояние будет тем больше, чем больше продолжительность зондирующего импульса.

Преимущество импульсного метода измерений перед методом с частотной модуляцией заключается в том, что он экономичнее и позволяет при той же мощности передатчика определить положение предмета на больших расстояниях.

В 1943 г. в Центральной аэрологической обсерватории был применен метод определения положения шара-пилота в пространстве с помощью импульсного радиолокатора. К шару-пилоту, наполненному водородом, прикреплялась мишень-отражатель радиоволн. В дальнейшем такой шар с мишенью получил название «радиопилот». Радиопилот облучался направленным на него узким пучком радиоволн от передатчика радиолокатора. Мишень радиопилота отражала часть падающей на нее электромагнитной энергии в направлении приемной части радиолокатора, снабженной устройствами для определения наклонной дальности D , угла места δ и азимута радиопилота α .

Этих данных достаточно для определения высоты радиопилота H , горизонтальной проекции его траектории, а следовательно, и распределения ветра на высотах.

Для этих наблюдений нужен такой радиолокатор, чтобы при его помощи можно было с достаточной точностью определять наклонную дальность, азимут и угол места радиопилота. Он должен обладать дальностью обнаружения, позволяющей при средних скоростях ветра (10—15 м/сек) обнаружить радиопилот по крайней мере до высоты 8—10 км, а тем самым измерить ветер во всей толще тропосферы. При этом радиолокатор должен работать на таких волнах, чтобы практически не сказывалось влияние поглощения и отражения последних облаками и осадками. Наконец, он должен быть достаточно прост в обращении и дейст-

зовать при небольшом обслуживающем персонале (1—2 человека).

Радиолокаторы, применяемые для радиопилотных наблюдений, работают в сантиметровом и метровом диапазоне волн. Они имеют максимальную дальность обнаружения около 50 км. Расстояние определяется ими с погрешностью порядка $10 \div 20$ м, а точность определения азимута и угла места сравнима с точностью теодолитных измерений. Кроме того, радиолокаторы сантиметрового диапазона используются для исследования облаков, осадков и других явлений в атмосфере.

§ 2. Элементы устройства и работы импульсных радиолокаторов

Радиолокатор состоит из приемного и передающего устройств. Передающее устройство обеспечивает направленное излучение электромагнитной энергии для облучения наблюдаемого объекта (радиопилота), а приемное устройство — направленный прием отраженной от объекта энергии. Направленность как излучения, так и радиоприема обеспечивается применением специальных антенных устройств.

Антенна передатчика радиолокатора излучает электромагнитную энергию не непрерывно, а в виде кратковременных импульсов, разделенных относительно большими промежутками времени между каждыми двумя импульсами.

В промежутке времени между двумя импульсами передатчика радиолокатора работает его приемник, принимающий сигналы, отраженные от предметов, находящихся в зоне обнаружения.

Благодаря направленности излучения антенны достигается весьма большая плотность потока электромагнитной энергии в зондирующем импульсе в заданном направлении и возможность определения пространственного положения радиопилота по отраженному импульсу.

Направленность антенны характеризуется ее выигрышем, т. е. отношением плотности электромагнитной энергии по оси максимального излучения данной антенной системы к плотности излучения при той же мощности, но равномерно распределенной по всем направлениям.

Для антенны, состоящей из вибратора и шарового или параболического рефлектора, выигрыш может быть вычислен по формуле

$$G = \frac{4\pi A}{\lambda^2}, \quad (1)$$

где A — площадь отражателя передающей антенны в м^2 , а λ — длина волны в м.

Значительно сложнее определение величины выигрыша для радиолокаторов, работающих в метровом диапазоне волн и имею-

щих директорные антенны. Такие антенны состоят из активного вибратора, рефлектора и системы пассивных вибраторов (директоров), обеспечивающих высокую направленность излучения благодаря интерференции их электромагнитных полей.

Электромагнитная энергия, излучаемая антенной передатчика радиолокатора в виде импульсов продолжительностью в несколько микросекунд, отделенных друг от друга промежутками времени в несколько сот микросекунд, направляется на мишень-отражатель. Эта энергия частично поглощается мишенью, частично рассеивается в окружающее пространство, и только небольшая часть ее отражается в направлении приемника радиолокатора, имеющего антенну направленного приема. Отраженный от мишени сигнал воспринимается антенной приемника и отображается на экране отметчика.

Как уже было указано, зная время посылки зондирующего импульса передающей частью радиолокатора τ_1 и время прихода отраженного импульса в приемную часть τ_2 , легко определить расстояние от радиолокатора до мишени радиопилота. Так как скорость распространения электромагнитной энергии $c = 3 \cdot 10^8$ км/сек, то

$$D = \frac{c(\tau_2 - \tau_1)}{2}. \quad (2)$$

Для примера представим себе, что $\tau_2 - \tau_1 = 100$ мксек, тогда элементарный расчет показывает, что расстояние до радиопилота равно 15 км.

Так как расстояние между радиолокатором и обнаруживаемым предметом (радиопилотом) является функцией времени распространения электромагнитных волн, излучаемых передатчиком радиолокатора, время распространения должно определяться с исключительно высокой точностью. Так, например, ошибка в определении времени, равная 1 мксек, приводит к ошибке в определении расстояния, равной 150 м.

На дальность действия радиолокатора влияет главным образом характеристика зондирующего импульса и чувствительность приемника. Зондирующий импульс характеризуется длиной волны, излучаемой передатчиком, мощностью в импульсе и его длительностью.

Длительность импульса τ' определяет то время, в течение которого приемник радиолокатора не может вести прием импульсов, отражаемых мишенью, так как отраженные импульсы, проходящие к антенне приемника до прекращения зондирующего импульса, не могут быть воспроизведены на экране отметчика. Таким образом, длительность зондирующего импульса определяет минимальную дальность обнаружения радиолокатора

$$D_{\min} = \frac{c\tau'}{2}.$$

Фактически минимальная дальность обнаружения в несколько раз больше указанной. Это объясняется тем, что во время действия зондирующего импульса происходит накопление энергии в реактивных (емкость, индуктивности) элементах приемника радиолокатора, на расходование которой требуется некоторое время после прекращения действия зондирующего импульса.

Максимальная дальность обнаружения при заданной плотности в зондирующем импульсе, чувствительности и диаграммы направленности антенн приемника определяется, помимо других факторов, частотой повторения зондирующих импульсов, так как промежуток времени, в течение которого может быть произведен прием отраженных импульсов, не может быть больше проме-

жутка времени между посылкой двух импульсов. При достаточной плотности зондирующего импульса и чувствительности приемника радиолокатора дальность обнаружения тем больше, чем меньше частота повторения зондирующих импульсов.



Рис. 127. Угловая ширина диаграммы направленности.

Угловые координаты мишени определяются с тем большей точностью, чем уже пучок электромагнитной энергии, излучаемый передатчиком, т. е. чем меньше ширина диаграммы направленности передающей антенны.

Для параболического отражателя угловая ширина диаграммы направленности θ определяется как угол, вершина которого совпадает с излучателем, а стороны проходят через точки половинной мощности излучения (рис. 127), и в простейшем случае вычисляется по формуле

$$\theta = \frac{\lambda}{\sqrt{\frac{4A}{\pi}}} \quad (3)$$

Следует отметить, что чем меньше ширина зондирующего луча, тем больше плотность энергии в луче при данной мощности передатчика и больше дальность действия радиолокатора. Чем меньше длина волны, тем может быть меньше ширина луча и тем больше точность определения угловых координат радиопилота. Ширина луча в радиолокаторах, применяемых в аэрологии и работающих в метровом диапазоне волн, порядка $24-48^\circ$. Ширина диаграммы направленности измерения по азимуту может быть не равна диаграмме направленности по углу места. Кроме

того, ширина диаграммы излучения может не быть равна ширине диаграммы приема.

В радиолокаторах, работающих в метровом диапазоне волн, применен способ определения азимута и угла места отраженного импульса попеременным приемом на две одинаковые, но удаленные друг от друга антенны. От антенн азимута, установленных на одном уровне и на некотором удалении друг от друга, напряжения поступают на приемник. Одновременным поворотом обеих антенн по азимуту добиваются равенства принимаемых сигналов. Отсчет производится по круговой шкале вращения антенн, размеченной в градусах.

Определение угла места в них основано на использовании двух антенн, укрепленных на разных высотах и имеющих поэтому различные диаграммы направленности. Сравнивая амплитуды отраженных импульсов, принятых верхней и нижней антеннами, и зная зависимость соотношения между амплитудами от угла места, можно достаточно точно определить угол места.

Для определения угла места может быть также использован способ равносигнальной зоны. Этот метод заключается в приеме на одну антенную систему, состоящую из двух антенн, составляющих общую диаграмму направленности, с большой скоростью отклоняющуюся на равные небольшие углы в обе стороны от своей геометрической оси. Индикатор угловых координат устроен таким образом, что указывает величину сигнала в каждом из крайних положений отклоненной диаграммы. Если величины сигналов на индикаторе одинаковы, то облучаемый предмет находится точно на геометрической оси антенной системы.

Так как дальность прямо пропорциональна промежутку времени между посылкой зондирующего импульса и приемом отраженного сигнала, то отградуированный соответствующим образом отметчик времени является и отметчиком наклонной дальности.

Радиолокатор может иметь отметчик грубой дальности и отметчик точной дальности, последний играет роль нониуса в теодолите.

Многие радиолокаторы, в том числе применяемые для обнаружения очагов ливневых осадков (см. § 3 раздела Б), имеют отметчики кругового обзора. Такие отметчики дают возможность одновременно определять наклонную дальность и азимут отражающей цели. В электронно-лучевой трубке такого отметчика линия развертки начинается в центре и движется по радиусу к краю. Направление линии радиальной развертки соответствует определенному направлению антенны. При вращении антенны радиолокатора по азимуту с помощью специального устройства синхронно с ней вращается линия радиальной развертки. Равномерное движение светящегося пятна по радиусу начинается в момент излучения зондирующего импульса. После достижения

конца радиуса экрана световое пятно возвращается к его центру, где оно задерживается до начала излучения следующего зондирующего импульса.

Из ряда плотно прилегающих друг к другу радиальных светящихся линий, модулированных по яркости, складывается светящееся изображение, характеризующее расположение предметов, облученных антенной радиолокатора. Отраженный импульс виден на линии радиальной развертки экрана в виде яркого пятна как раз в точке, соответствующей направлению и дальности отражающего предмета. Экран отметчика кругового обзора имеет шкалу дальности в виде равноотстоящих концентрических окружностей и шкалу углов азимута. Благодаря послесвечению экрана отметчика кругового обзора при непрерывном вращении антенны видны одновременно отраженные импульсы всех предметов, находящихся в радиусе действия радиолокатора и облученных антенной в течение каждого ее оборота.

При наличии устройства для ступенчатой регулировки усиления приемника радиолокатора можно определять с помощью этого типа индикатора также относительную интенсивность осадков.

Для исследования метеорологических объектов используются, кроме того, индикаторы, дающие связь между амплитудой отраженного сигнала и дальностью отражающего объекта. Амплитуда принимаемого сигнала пропорциональна квадрату мощности сигнала. Такой индикатор используется при наблюдениях с неподвижной антенной, имеющей фиксированный азимут и угол места. Шкала дальности на таком индикаторе расположена по горизонтالي, а шкала амплитуд — по вертикали.

Изображение на индикаторе формируется быстро флуктуирующими сигналами от отражающих объектов (облаков, осадков и т. д.), а также под влиянием «шумов», т. е. различных внешних помех. Амплитуда сигналов от облаков или осадков рассматривается в виде отношения сигнал-шум. Если же приемник радиолокатора имеет калибровочный генератор, дающий сигналы известной амплитуды, то можно определить отдельно уровень шумов и уровень сигналов от облаков и осадков.

§ 3. Основное радиолокационное уравнение

При изотропном (равномерном во всех направлениях) излучении антенны передатчика энергия в импульсе, приходящаяся на 1 м^2 площади при расстоянии R от радиолокатора, определяется выражением

$$P_0 = \frac{E_t}{4\pi R^2}, \quad (4)$$

где E_t — энергия, излучаемая антенной в течение каждого импульса, а $4\pi R^2$ — площадь поверхности шара радиусом R , в центре которого расположена антенна.

Рассматривая неизотропный излучатель, тем более что в радиолокаторах применяются только антенны направленного действия, и обозначив через G_t выигрыш передающей антенны, (безразмерный параметр, характеризующий направленность антенны), а через P_f поток электромагнитной энергии, падающей на единицу поверхности мишени в направлении максимального излучения передающей антенны, получим

$$P_f = G_t P_0 = \frac{G_t E_t}{4\pi R^2}. \quad (5)$$

Поток электромагнитной энергии плотностью P_f падает на отражающую поверхность мишени. Величина отражения от этой поверхности зависит как от размеров и формы мишени, так и от ее ориентировки относительно направления зондирующего импульса. Поэтому введем понятие об эффективной отражающей поверхности.

Эффективная поверхность, которую обозначим через A_e , равна поверхности поперечного сечения идеально отражающей сферы, которая отражает такое же количество электромагнитной энергии в направлении приемной антенны, как и реально отражающая поверхность мишени.

Электромагнитная энергия, отражаемая мишенью в направлении приемной антенны радиолокатора с той же поляризацией, что и падающая волна, будет равна

$$P_e = \frac{P_f A_e}{4\pi R^2}. \quad (6)$$

Подставляя значение P_f из (5) в (6), получим

$$P_e = \frac{G_t E_t A_e}{16\pi^2 R^4}. \quad (7)$$

Обозначим эффективную поглощающую поверхность приемной антенны радиолокатора через A_r .

Выигрыш приемной антенны равен

$$G_r = \frac{4\pi A_r}{\lambda^2},$$

где λ — длина излучаемой передатчиком волны.

Тогда плотность потока электромагнитной энергии, попадающего на единицу поверхности приемной антенны, равна

$$P_e = \frac{E_t A_r A_e}{4\pi R^4 \lambda^2}. \quad (8)$$

Максимальная энергия, которая может поступить на приемник, выразится следующим соотношением:

$$P_r = P_e A_r = \frac{E_t A_r^2 A_e}{4\pi R^4 \lambda^2}. \quad (9)$$

Из уравнения (9), являющегося основным радиолокационным уравнением, следует, что энергия, которая может поступить на приемник радиолокатора, определяется эффективной отражающей поверхностью мишени и расстоянием ее от радиолокатора (обратно пропорциональна R^4). Ее величина зависит также от эффективной поглощающей поверхности приемной антенны, длины волны и количества энергии, излучаемой передатчиком. Эти величины являются постоянными для каждого типа радиолокатора.

§ 4. Эффективная отражающая поверхность мишени радиопилота и других предметов. Устройство радиопилотных отражателей

Величина эффективной отражающей поверхности зависит от геометрических размеров и формы мишени радиопилота, ориентировки мишени относительно направления максимального излучения передающей антенны радиолокатора и частоты излучения.

Обозначим через A_s всю отражающую площадь мишени, а через G_s отношение количества электромагнитной энергии, отражаемой от единицы поверхности мишени в направлении к приемной антенне, к количеству той энергии, которая была бы отражена в этом же направлении, если бы отражение было изотропным. Величина эффективной отражающей поверхности равна

$$A_e = G_s A_s. \quad (10)$$

Допустим, что мишень представляет собой плоский идеально отражающий диск, ориентированный перпендикулярно падающему лучу, и радиус диска r велик по сравнению с $\frac{\lambda}{2\pi}$. Рассеивающая площадь такого диска будет приближаться к его действительной площади $A = \pi r^2$. В предельном случае:

$$G_s = \frac{4\pi A}{\lambda^2},$$

$$A_e = \frac{4\pi A^2}{\lambda^2}. \quad (11)$$

Выражение (11) справедливо для плоских пластин любой формы, если только их размеры велики по сравнению с $\frac{\lambda}{2\pi}$. Изменение положения таких мишеней относительно направления падающего луча резко изменяет величину эффективной отражающей поверхности. Так, например, мишень, имеющая форму диска и ориентированная к падающему лучу под углом $7,3 \frac{\lambda}{r}$, характеризуется эффективной отражающей поверхностью, вдвое меньшей по сравнению с той, которой она бы характеризовалась в случае нормального падения луча.

Эффективная отражающая поверхность идеально отражающего шара, радиус которого велик по сравнению с $\frac{\lambda}{2\pi}$, не зависит от частоты излучения радиолокатора и равна площади поверхности миделевого сечения. Заметим, что вследствие полной симметрии шара его отражающие свойства одинаковы во всех направлениях.

Для любой изогнутой поверхности эффективная площадь равна

$$A_e = \pi r_1 r_2, \quad (12)$$

где r_1 и r_2 — главные радиусы кривизны в точке отражения.

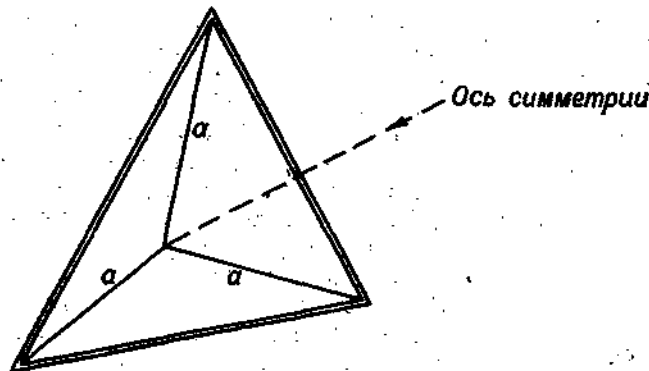


Рис. 128. Схема уголкового отражателя.

Мишень, представляющая собой сложную систему изогнутых поверхностей, характеризуется эффективной отражающей поверхностью, которая может быть представлена формулой

$$A_e = \sum \pi r_1 r_2, \quad (13)$$

Угловые отражатели (рис. 128), состоящие из трех взаимно перпендикулярных металлических пластин, имеют весьма большую эффективную поверхность, которая в пределах довольно большого диапазона углов прихода радиоволн почти постоянна. Максимальная площадь рассеяния уголкового отражателя находится в направлении его оси симметрии и равна

$$A_e = \frac{4\pi a^4}{3\lambda^2}, \quad (14)$$

где a — длина грани уголка.

Если мишень представляет собой систему идеальных проводников в виде тонких круглых стержней, то

$$A_e = \frac{G^2 \lambda^2}{\pi} \quad (15)$$

Для полуволновых вибраторов $G = 1,64$, а их эффективная отражающая поверхность примерно равна $0,86 \lambda^2$.

Количество полуволновых вибраторов, используемых в мишени радиопилота, определяется длиной волны радиолокатора, а также тем, чтобы эффективная поверхность мишени не была меньше необходимой для нормальной работы радиолокатора в зоне его дальности действия. Эта минимальная эффективная поверхность составляет около 15 м^2 .

Таким образом, эффективная отражающая поверхность может быть не только равна, но и больше геометрической отражающей поверхности мишени, если ее размер больше λ .

Рассмотрим некоторые типы мишеней, применяемых в практике радиопилотных наблюдений. Если для радиопилотных наблюдений используется радиолокатор, работающий в метровом диапазоне волн ($\lambda \approx 4 \text{ м}$), и падающая волна поляризована в горизонтальной плоскости, то мишень-отражатель состоит из двух металлических горизонтально ориентированных вибраторов (рис. 129). Длина каждого вибратора равна половине длины рабочей волны радиолокатора. Мишень

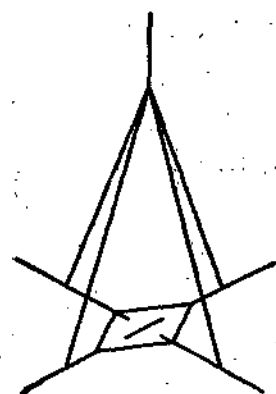


Рис. 129. Форма радиопилотной мишени для волны, поляризованной в горизонтальной плоскости.

изготавливается следующим образом. Два металлических стержня диаметром 4—5 мм из оголенной медной, латунной или алюминиевой проволоки располагаются крест-накрест в горизонтальной плоскости на плотном картоне. Для того чтобы вибраторы не касались друг друга (рис. 129), один из них протягивается к центру картона сверху, а другой — снизу. К углам картона привязывается шпагат, а свободные концы стягиваются в узел, который привязывается к аппендиксу резинового шара, наполненного водородом. Расстояние от картона до аппендикса шара должно быть около 2 м.

Мишень-отражатель для радиопилота, наблюдаемого с помощью радиолокатора, падающая волна которого поляризована в вертикальной плоскости, состоит из нескольких полуволновых вибраторов, расположенных в вертикальной плоскости. Полуволновые вибраторы также изготавливаются из 4—5-миллиметровой оголенной медной, латунной или алюминиевой проволоки и сое-

диняются между собой с помощью гибких изоляторов, проще всего — шпагата. Один конец такой системы прикрепляется к аппендиксу шара.

Более сложными являются мишени, когда при радиопилотных наблюдениях используются радиолокаторы сантиметрового диапазона волн. Для получения достаточно мощного и устойчивого отраженного импульса, не зависящего от направления прихода электромагнитных волн, мишени придают форму двустороннего многогранника (рис. 130). Она изготавливается из неотожженной алюминиевой фольги, металлизированной бумаги или металлической сетки с ячейками, имеющими стороны, равные около $\frac{\lambda}{8}$.

Сравнение выражений (14) и (15) показывает, что с помощью уголковых отражателей можно создать значительно большие эффективные поверхности для мишени радиопилота, чем с помощью полуволновых вибраторов. Это обстоятельство, а также то, что радиолокаторы, работающие в сантиметровом диапазоне волн, могут обеспечить большую плотность энергии в зондирующем импульсе и большую точность определения угловых координат радиопилота, указывают на значительные преимущества таких радиолокаторов для радиопилотных наблюдений по сравнению с применением радиолокаторов, работающих на метровых волнах.

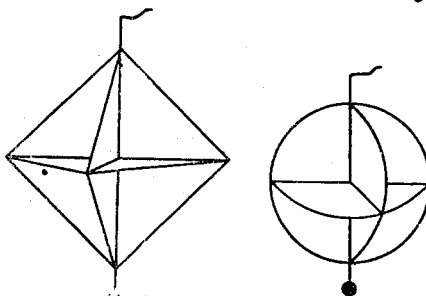


Рис. 130. Формы радиопилотных мишеней для радиолокатора, работающего в сантиметровом диапазоне волн.

§ 5. Поверка радиолокаторов для радиопилотных наблюдений

Радиолокатор, как и теодолит, нуждается в периодической проверке его показаний. Различные неисправности в устройстве и установке радиолокатора могут привести к систематическим погрешностям в определении дальности, азимута и угла места радиопилота. Отметчик дальности обладает устойчивыми показаниями, однако и он должен систематически проверяться.

Большое внимание необходимо уделять выявлению погрешностей в измерении угловых координат радиопилотов, особенно угла места. Основной причиной погрешности в определении высоты и горизонтального удаления радиопилота является неточное определение вертикального угла. При обнаружении погрешностей в определении угла места, превышающих $\pm 0,6$, $\pm 0,8^\circ$, должны быть выявлены и устранены технические причины этих больших погрешностей. Причины неисправностей, приводящих к большим

систематическим погрешностям в определении угловых координат, зависят от типа радиолокатора.

Для выявления погрешностей радиолокатора используется подъем на привязном аэростате пеленгуемого радиопередатчика (см. § 7), работающего на частоте радиолокатора. За поднятым передатчиком производятся одновременные наблюдения с помощью поверяемого радиолокатора и аэрологического теодолита или визира радиолокатора. Достаточно иметь привязной аэростат малого объема (около 50 м^3). Лебедка устанавливается в 400—500 м от приемной антенны радиолокатора. Передатчик подвешивается к одной из строп аэростата.

На удалении 3—4 м от радиолокатора устанавливают аэрологический теодолит. При этом, как обычно, теодолит устанавли-

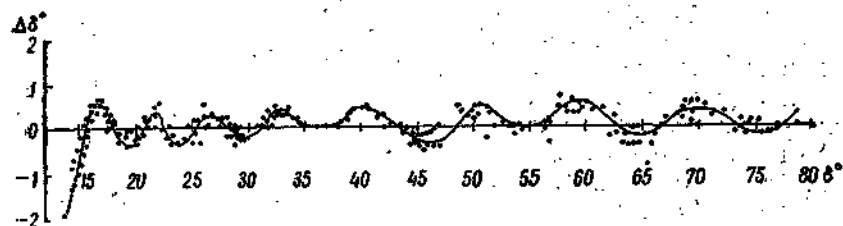


Рис. 131. График проверки радиолокатора.

ливают по уровню и определяют его инструментальные поправки. Подняв аэростат с пеленгуемым передатчиком до определенной высоты, производят одновременный отсчет вертикального угла по радиолокатору и теодолиту.

Для проверки показаний радиолокатора во всем диапазоне вертикальных углов, в котором он работает, аэростат поднимают ступенями по 50—80 м. На каждой площадке должно быть сделано по несколько одновременных отсчетов (по радиолокатору и теодолиту) угловой высоты передатчика. Их следует проводить в двух-трех азимутальных направлениях, отличающихся друг от друга примерно на 120° . По данным наблюдений строят график, по которому можно оценить исправность радиолокатора. Для этого по оси абсцисс откладываются значения вертикальных углов по радиолокатору, а по оси ординат — значения разности углов, полученные по радиолокатору и теодолиту, считая углы по теодолиту за истинные.

Проверку радиолокатора рекомендуется проводить в безоблачную погоду со слабыми ветрами как у земли, так и на высотах для того, чтобы обеспечить устойчивость высоты аэростата.

При обнаружении больших погрешностей необходимо, руководствуясь соответствующими инструкциями, устранить вызвавшие их причины. На рис. 131 приведена типичная кривая конт-

рольного графика. Из рисунка видно, что радиолокатор, для которого построен этот график, может быть использован только до значений вертикальных углов не меньше 15° .

В целях текущего контроля исправности радиолокатора необходимо каждые 5—6 дней проводить контрольную поверку радиолокатора без корректировки его установки и настройки. Метод текущей контрольной поверки состоит в том, что за радиопилотом производятся одновременно с радиолокатором наблюдения с помощью обычного аэрологического теодолита. Во время таких наблюдений следует уделить особое внимание синхронности отсчетов угловых координат радиопилота по теодолиту и радиолокатору. По результатам наблюдений составляется контрольный график, по которому также оценивается исправность станции.

§ 6. Производство и обработка радиопилотных наблюдений

Так как минимальная дальность обнаружения радиолокаторов, работающих в метровом диапазоне волны, практически равна 1,5 — 2,0 км, то приближение радиопилота на меньшее расстояние к радиолокатору делает невозможным определение его пространственных координат. С другой стороны, выпуск радиопилота на большом расстоянии от радиолокатора при сильном ветре приведет к понижению высоты, до которой можно наблюдать радиопилот из-за небольшой максимальной дальности обнаружения. Поэтому перед каждым наблюдением должно быть уделено большое внимание выбору места выпуска радиопилота. При скорости ветра, равной 8—10 м/сек, выпускать радиопилот лучше всего в непосредственной близости от радиолокатора.

Предупредительные сигналы и порядок проведения отсчетов по отметкам радиолокатора такие же, как и при шаропилотных наблюдениях. В момент отсчета радиопилот должен быть точно в пеленге, а вращение штурвалов на это время следует приостановить. Дальность отсчитывается с точностью до 25—50 м, а углы — с точностью до $0,1^\circ$.

Так как определение направления и скорости ветра при помощи радиолокатора начинается обычно с высоты 1,0—1,5 км, то до этой высоты оно производится путем теодолитного наблюдения за тем же радиопилотом. Проанализировав записи во время наблюдения и исключив сомнительные отсчеты, переходят к обработке результатов наблюдений. Высота шара-пилота определяется по формуле $H = D \sin \delta$.

После вычисления высот, соответствующих каждому отсчету, обработка радиопилотного наблюдения ничем не отличается от обработки обычных шаропилотных наблюдений.

Наличие в некоторых типах радиолокаторов системы автоматического сопровождения по угловым координатам и наклон-

ной дальности уменьшает погрешности, которые могут быть допущены при сопровождении радиопилота наблюдателем вручную.

§ 7. Радиотеодолитный метод измерения ветра на высотах

Радиотеодолитный метод позволяет измерять ветер от земли и до высот 25—30 км, т. е. больших, чем с помощью радиолокатора.

Сущность этого метода, как уже упоминалось выше, состоит в том, что на шаре, наполненном водородом или гелием, поднимают радиозонд, снабженный специальным радиопередатчиком, работающим в непрерывном или импульсном режиме.

Применение передатчика, работающего в импульсном режиме, имеет то преимущество, что для пеленгования может быть использована приемная часть любого радиолокатора. Кроме того, этот передатчик экономичнее и его связь с радиозондом проще. Излучение такого передатчика принимают с помощью радиотеодолита или приемной части радиолокатора и определяют угловые координаты δ и α шара, перемещающегося вместе с воздушным потоком. Высота шара вычисляется по данным вертикального распределения давления и температуры воздуха, получаемым после обработки сигналов давления и температуры радиозонда.

Устройство пеленгуемого радиопередатчика и длина волны, излучаемой им, определяются типом радиотеодолита или радиолокатора, приемная часть которого используется для радиопеленгования. Мощность излучения пеленгуемого радиопередатчика в сотни раз превышает мощность отраженного импульса от радиопилота, благодаря чему наклонная дальность, а следовательно, и высота наблюдений возрастают и оказываются практически не ниже высоты разрыва оболочек, на которых производится подъем аэрологических приборов.

Прежде чем рассмотреть устройство пеленгуемого передатчика, сначала ознакомимся с принципом работы лампового генератора с автоматической импульсной модуляцией. Простейшая принципиальная схема такого генератора приведена на рис. 132 а. В этой схеме используется явление прерывистой генерации, являющейся результатом периодического прекращения высокочастотных колебаний в схеме под влиянием накопления на сетке лампы отрицательных зарядов, запирающих лампу. Период этого явления определяется величинами сопротивления R_g и емкости C_g , включенных в цепь сетки.

Механизм автоматической импульсной модуляции можно себе представить следующим образом. После включения генератора в цепь электропитания возникает генерация и амплитуда колебаний генератора быстро возрастает, достигая максимума.

Но как только в генераторе возникают колебания, на конденсаторе C_r начинается накопление заряда за счет сеточных токов, причем на сеточной стороне конденсатора происходит накопление отрицательного заряда. В то время как отрицательное напряжение смещения стремится к своему предельному значению, амплитуда колебаний генератора уменьшается и при определенном значении отрицательного напряжения смещения происходит срыв колебаний генератора. После срыва колебаний генератора конденсатор C_r разряжается через сопротивление R_r и благодаря этому происходит уменьшение отрицательного напряжения смещения. Колебания в генераторе возникают вновь тогда, когда уменьшающееся отрицательное напряжение смеще-

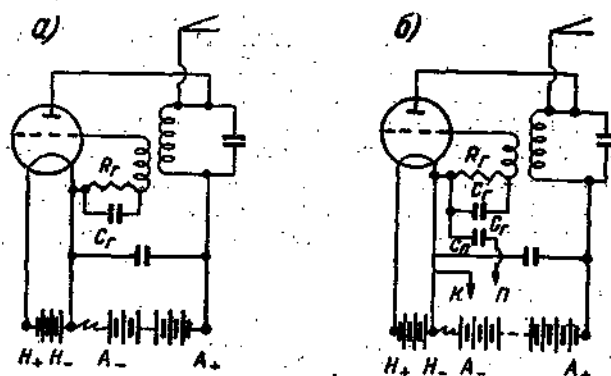


Рис. 132. Принципиальная схема генератора с автоматической импульсной модуляцией.

ния достигнет определенного уровня. Описанный процесс повторяется периодически, пока генератор включен.

Период модуляции для тех случаев, когда длительность генерации $\tau \leq T$, равен

$$T = R_r C_r \ln \frac{V_2}{V_1}, \quad (16)$$

где V_2 — значение потенциала сетки, при котором в генераторе возникают колебания высокой частоты, а V_1 — значение потенциала сетки, при котором они исчезают. Как видим, частота импульсов тем больше, чем меньше R_r и C_r .

Если в схему такого передатчика включить коммутатор радиозонда K , как это показано на рис. 132 б, то представляется возможным принимать сигналы приемников температуры, давления и влажности воздуха. Как видно на рис. 132 б, в цепь сетки генератора введена дополнительно емкость C_n , параллельно которой включена цепь коммутатора радиозонда (K — коммутатор, а Π — корпус прибора). При замыкании коммутатора радио-

зонда возникает прерывистая генерация со звуковой частотой от 300 до 800 гц, а при размыкании она превышает 2—3 тыс. гц.

В гребенчатом радиозонде или в радиозонде А-22-III пеленгуемый радиопередатчик и батареи питания представляют собой отдельный радиоблок, который устанавливается на кожухе радиозонда и соединяется двумя проводниками соответственно с корпусом и коммутирующим устройством радиозонда.

На аэрологической сети Советского Союза используются передатчики, работающие на разных несущих частотах, в частности на 216 мгц.

Радиопередатчик ПРБ-1,5, предложенный М. В. Кречмером (рис. 133 а), работает в режиме автомодуляции на частоте 216 мгц. Необходимая обратная связь обеспечивается междуэлектродными емкостями радиолампы 2С3А. Индуктивность контура создается короткозамкнутой длинной линией, включенной между сеткой лампы и ее анодом.

Настройка радиопередатчика осуществляется с помощью дугообразного отрезка медной проволоки, являющегося продолжением сеточного провода передатчика. По этой дуге перемещается ползунок, соединенный с сеткой лампы, положение которого определяет длину короткозамкнутой линии, а следовательно, и частоту радиопередатчика. Ползунок позволяет менять частоту передатчика.

Конденсатор $C_{кз}$ замыкает длинную линию для высокочастотных колебаний и разделяет по постоянному напряжению сеточную и анодную цепи. Дроссель Dr_1 и емкость $C_{дл}$ образуют фильтрующую ячейку в цепи питания анода, а дроссель Dr_2 не пропускает токи высокой частоты в сеточную цепь.

Переход с высокой на низкую частоту осуществляется радиозондом при подключении конденсатора C_n к конденсатору C_p . При таком подключении происходит увеличение постоянной времени цепи $R \rightarrow C_p$ примерно в шесть раз, благодаря чему во столько же раз уменьшается частота колебаний.

При подъеме передатчика благодаря понижению температуры окружающего воздуха с высотой может происходить изменение частоты излучения и отклонение ее от установленного номинала (216 мгц). Как показали исследования, уход частоты не превышает +3 мгц.

Антенна радиопередатчика представляет собой петлевой вибратор, изготавливаемый из дюралевой проволоки диаметром 3 мм.

Характеристики нормального режима генератора ПРБ-1,5 следующие: напряжение накала 2—3 в, ток накала не более 130 ма, анодное напряжение 60—80 в, а ток анода при автомодуляции порядка 3—4 ма. Мощность передатчика не менее 0,1 вт.

На аэрологической сети используется также другой тип пеленгуемого передатчика — А-36, предложенный В. С. Хахали-

ным и С. Ф. Калачинским, принципиальная схема которого приведена на рис. 133 б. Сравнивая рисунки 133 а и 133 б, мы видим, что в этом передатчике короткозамкнутая длинная линия заменена круговым витком (бугелем). Импульсный режим генерирования передатчика создается наличием в цепи сетки лампы

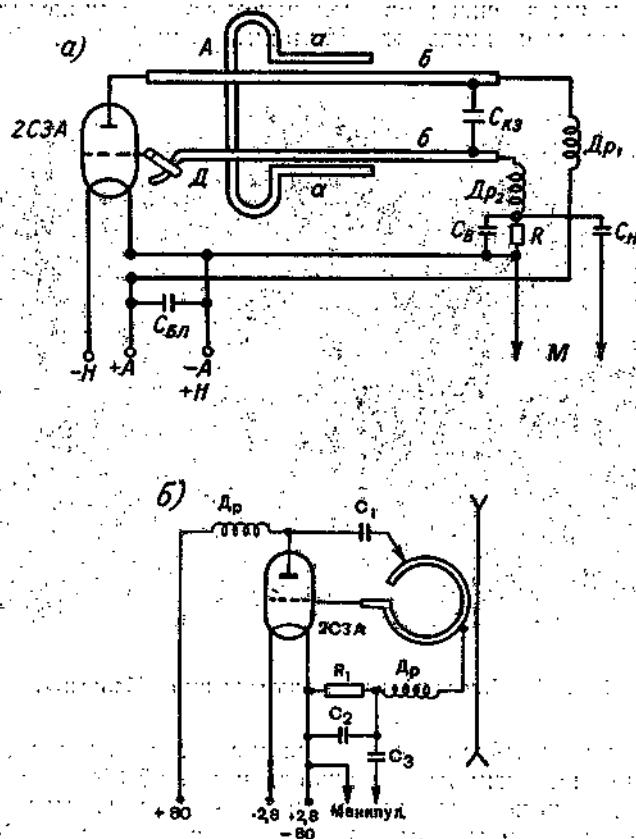


Рис. 133. Принципиальная схема радиопередатчика, работающего в режиме автомодуляции на частоте 216 мГц.

а — схема радиопередатчика ПРБ-1,5, б — схема радиопередатчика А-36.

сопротивления R_1 и конденсаторов C_2 и C_3 . Конденсатор C_3 подключен к схеме через коммутатор радиозонда РЗ-049 или А-22-III. Излучателем передатчика является примотейный отрезок длиной 625 мм, верхний конец которого изогнут в виде петли диаметром около 10 мм. Излучатель так размещен в мон-

тажной схеме, что он индуктивно связан с бугелем. Это обеспечивает его возбуждение.

Передатчик А-36 отличается простотой конструктивного оформления; он смонтирован на картонной плате и размещен в картонной коробке вместе с батареями, питающими передатчик.

Для приема сигналов пеленгуемого радиопередатчика, используется радиотеодолит «Малахит» (рис. 134). Скелетная

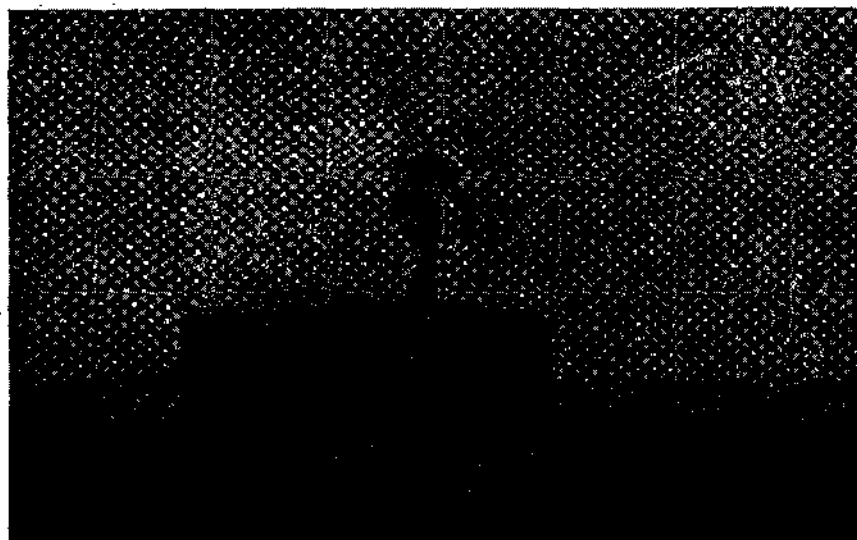


Рис. 134. Внешний вид радиотеодолита «Малахит».

схема радиотеодолита приведена на рис. 135. На линию и на телефоны попадают сигналы со звуковой частотой 300—800 гц, продолжительность которых определяется временем замыкания коммутатором радиозонда сеточной цепи передатчика. Число и длительность замыканий характеризуют сигналы приемников температуры, давления и влажности радиозонда.

Одновременно с приемом звуковых сигналов радиозонда осуществляется определение угловых координат передатчика по принципу равносигнальной зоны с амплитудной отметкой пеленга.

Антенная система радиотеодолита «Малахит» состоит из четырех антенн типа «волновой канал», фазирующего устройства и антенного коммутатора, с помощью высокочастотной части которого осуществляется перемещение (качание) диаграммы направленности. Каждая антенна имеет петлевой вибратор,

четыре директора и сетчатый рефлектор. Держатели стрел, на которых крепятся антенны, располагаются в вершинах квадрата с диагональю, равной $1,8\lambda$; антенны азимута расположены на концах горизонтальной диагонали, а угла места — на концах вертикальной диагонали квадрата.

Суммарная диаграмма направленности всей системы антенн радиотеодолита представлена на рис. 136. Как видим, ширина диаграммы направленности по уровню 0,7 от максимальной напряженности поля равна $18 \pm 2^\circ$.

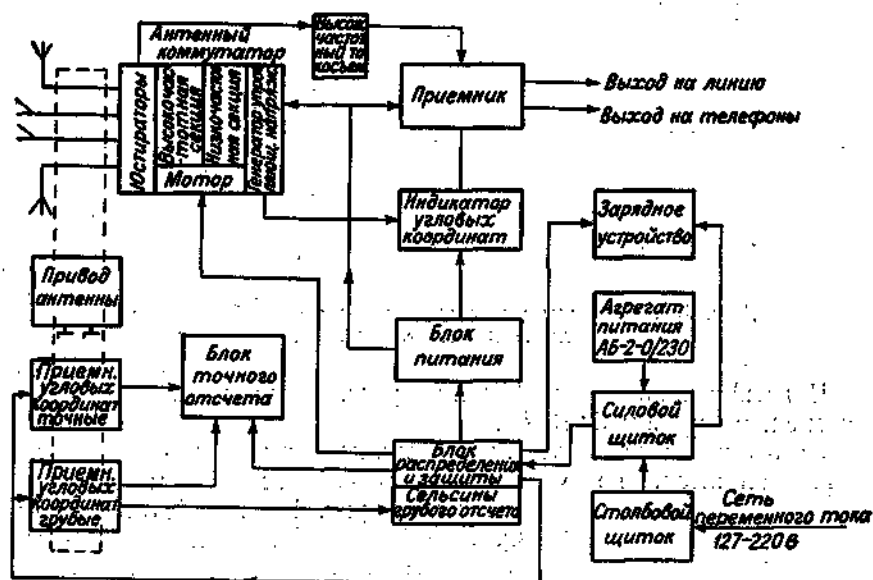


Рис. 135. Скелетная схема радиотеодолита «Малахит».

Индикация пеленга по азимуту и углу места объединена на экране одной электронно-лучевой трубки. На экране видны две пары импульсов различной амплитуды (рис. 137). Расстояние между каждой парой равно 12—14 мм. Вращением штурвалов азимута и угла места добиваются равенства импульсов каждой пары, при котором получается точный пеленг радиопередатчика.

В точках пересечения обе диаграммы направленности имеют большую крутизну, чем обеспечивается следующая чувствительность и точность определения угловых координат: по углу места в диапазоне углов от 16° до 75° максимальная ошибка не превышает $1,75^\circ$, а по азимуту от 0° до 360° вероятная случайная ошибка не превышает $\pm 0,3^\circ$.

Ошибка в определении угла места, если он меньше 16° , столь велика, особенно для углов, меньших 12° , что измерения не могут быть использованы для определения скорости ветра.

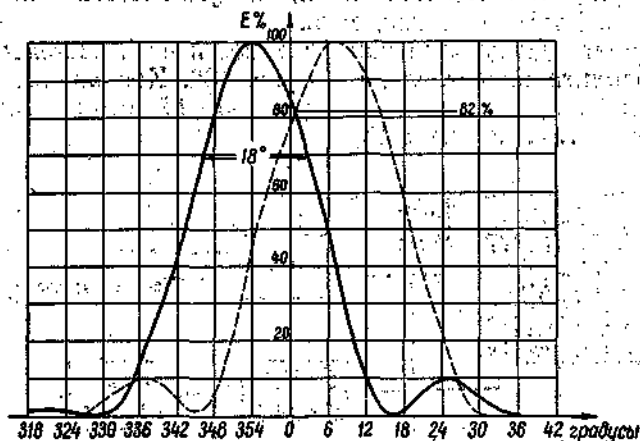


Рис. 136. Диаграмма направленности антенной системы радиотеодолита «Малахит».

Чувствительность приемника радиотеодолита при импульсном сигнале равна $5 \cdot 10^{-6}$ в.

За границей используются различные типы радиотеодолитов. Так, например, во Франции применяется радиотеодолит «Метокс» (рис. 138), работающий на частоте 390—407 мгц и снабженный плоскостной синфазной антенной. На этой же частоте работает передатчик радиозонда.

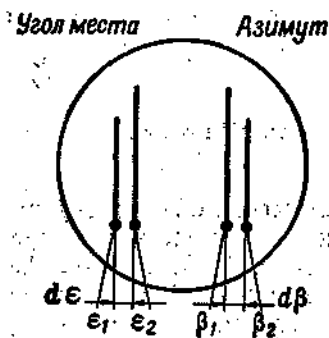


Рис. 137. Вид индикации по азимуту и углу места на экране трубки радиотеодолита «Малахит».

В США наиболее широкое распространение получил радиотеодолит AN/GMD-1, работающий на частоте 1680 мгц (рис. 139). Радиотеодолит имеет параболическую антенну и систему автоматического слежения за перемещениями шара, несущего радиозонд. Излучение передатчика радиозонда, принятое антенной радиотеодолита, передается на приемник регистратора, который записывает угловые координаты, температуру, давление и

влажность воздуха. Использование для радиотеодолита сантиметровых волн обеспечивает точность определения угловых координат, равную $\pm 0,15^\circ$.



Рис. 138. Внешний вид французского радиотермометра «Метокс».

§ 8. О погрешностях определения скорости ветра на больших высотах

Измерение направления и скорости ветра с помощью пеленгуемого радиозонда требует высокой точности измерения не только угловых координат, но также давления и температуры воздуха, так как последние две величины служат для вычисления высоты подъема.

Если считать достаточной точность определения высоты 2%, то до высоты 20—25 км можно допустить измерение давления с погрешностью, не превышающей 2 ммб, а температуры — до 2°. На больших высотах эти величины должны измеряться с большей точностью.

От приемников давления и температуры, применяемых в современных радиозондах, как это было показано в гл. V, нельзя получить указанной степени точности для высот более 25 км.

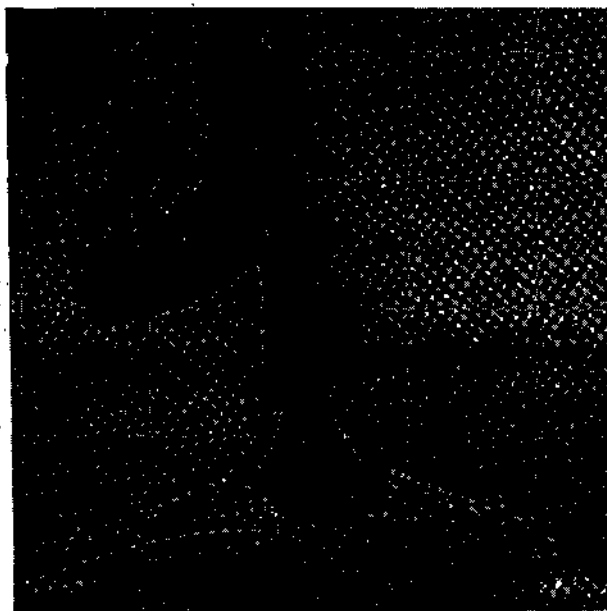


Рис. 139. Внешний вид американского радиотеодолита.

Максимальная относительная погрешность в определении горизонтальных удалений может быть вычислена по известной формуле

$$\delta L = \delta H + \frac{2\Delta\delta}{\sin 2\theta}. \quad (17)$$

Из этого выражения видно, что при заданной погрешности в определении высоты с помощью радиозонда и погрешности угла места погрешность в определении горизонтального удаления будет наименьшей, когда угол места равен 45°. При больших или меньших углах значение δL увеличивается. Для значений $\Delta\delta=0,5^\circ$ и $\delta H=2\%$ относительная погрешность для углов места от 45 до 5° изменяется в пределах от 4 до 13%. Допустим, что вертикальная скорость радиозонда равна 5 м/сек, а средняя

скорость ветра от земли до высоты 20 км составляет 50 км/час, тогда легко определить, что шар при достижении этой высоты виден под углом 20°. Это значит, что горизонтальное удаление радиопилота для сравнительно больших высот определяется с максимальной погрешностью около 5%. Для меньших углов места погрешность в определении горизонтальных удалений резко увеличится.

С особой осторожностью следует относиться к определению скорости ветра на высотах при малых значениях угла места. Для частного случая, когда радиопилот перемещается на одном уровне и направление ветра с высотой не изменяется, абсолютная погрешность в определении скорости ветра может быть выражена приближенной формулой:¹

$$\Delta u = \frac{H}{T} \operatorname{cosec}^2 \delta (\Delta \delta_1 - \Delta \delta_2), \quad (18)$$

где H — высота радиопилота, T — промежуток времени между двумя отсчетами, для которого определяется скорость ветра, $\delta = \frac{\delta_1 + \delta_2}{2}$ — среднее значение вертикального угла для промежутка времени T , $(\Delta \delta_1 - \Delta \delta_2)$ — изменение погрешности в определении значений вертикальных углов.

В табл. 24 даны значения Δu м/сек в зависимости от угла места для высот 5, 10, 15 и 20 км; если ветер определяется для промежутков времени $T=2$ мин, а $(\Delta \delta_1 - \Delta \delta_2) = \pm 0,15^\circ$. Из этой таблицы следует, что при $\delta=10^\circ$ погрешность в определении скорости ветра на высоте 5 км равна почти ± 4 м/сек, а на высоте 20 км — почти ± 15 м/сек. Для меньших углов абсолютная погрешность в определении скорости ветра во много раз больше.

¹ Для указанных условий перемещения шара

$$I = H \operatorname{ctg} \delta_1 - H \operatorname{ctg} \delta_2$$

а скорость перемещения шара (ветра)

$$u = \frac{H}{T} [\operatorname{ctg} \delta_1 - \operatorname{ctg} \delta_2].$$

Абсолютная погрешность в определении скорости

$$\Delta u = \frac{H}{T} [\operatorname{cosec}^2 \delta_1 \Delta \delta_1 - \operatorname{cosec}^2 \delta_2 \Delta \delta_2].$$

Переходя к среднему значению вертикального угла δ для промежутка времени T , получим, что

$$\Delta u = \frac{H}{T} \operatorname{cosec}^2 \delta (\Delta \delta_1 - \Delta \delta_2).$$

Погрешность можно, конечно, существенно уменьшить путем обработки данных наблюдений для промежутков времени, равных не 2 мин, а, скажем, 10 мин, но тогда могут быть упущены возможные резкие изменения скорости ветра в рассматриваемых слоях атмосферы.

Из табл. 24 также видно, какими вертикальными углами ограничивается возможность обработки результатов наблюдений, если погрешность в определении скорости ветра на высотах не должна, допустим, превышать ± 2 м/сек.

С точки зрения практики рассмотренный частный случай может считаться типичным. Действительно, когда радиопилот находится на большом удалении от места выпуска, что чаще всего соответствует большой высоте наблюдений, изменения направления играют меньшую роль, чем изменения вертикальных углов. Кроме того, при горизонтальном удалении шара происходит уменьшение вертикальных углов, а благодаря подъему шара — в некоторой степени компенсирующее увеличение угла δ . Поэтому вертикальный угол уменьшается сравнительно медленно и плавно. В связи с этим особое значение приобретают погрешности в определении значений углов начала и конца промежутков времени, для которых определяется средняя скорость ветра.

Таблица 24

Зависимость погрешности Δu от высоты H и угла места δ

δ°	H км			
	5	10	15	20
2	88,20	176,40	264,60	352,80
5	15,83	31,67	46,50	63,34
10	3,70	7,41	11,11	14,82
15	1,64	3,28	4,91	6,55
20	0,94	1,88	2,81	3,75
25	0,55	1,09	1,64	2,18
30	0,44	0,88	1,32	1,76

Увеличение вертикальных углов, под которыми может быть виден шар на максимальной высоте подъема, возможно путем правильного подбора вертикальной скорости шара, так как чем больше скорость подъема, тем больше вертикальные углы при заданных значениях скорости ветра на высотах. Для радиопилотов, поскольку они перемещаются с вертикальной скоростью, примерно в два раза большей, чем вертикальная скорость обычного шара-пилота, условия вертикальных углов более выгодны. Это хорошо видно из табл. 25, в которой дана повторяемость (в про-

пентах) вертикальных углов, полученная по данным наблюдений, когда радиопилот находился на высотах 5, 10, 15 и 20 км.

Из сопоставления табл. 24 и 25 видно, что на высоте 5 км вероятность определения скорости ветра с абсолютной погрешностью, не превышающей ± 2 м/сек, равна 95%, на высоте 10 км она равна 75%, а на высоте 15—20 км — около 60%. Если же определять среднюю скорость ветра для промежутков времени, равных 4 мин (т. е. для слоев атмосферы толщиной порядка 1500 м), то вероятность определения скорости ветра на высотах 15—20 км с абсолютной погрешностью, не превышающей ± 2 м/сек, будет равна почти 85%.

Таблица 25

Повторяемость (%) значений вертикальных углов в зависимости от высоты H радиопилота

δ°	H км			
	5	10	15	20
≤ 9	0	1	1	0
10—14	5	13	8	8
15—19	20	23	22	10
20—24	16	17	16	24
25—29	16	16	18	16
30—41	20	17	16	16
> 41	23	13	19	26

Следовательно, при условии, что $(\Delta\delta_1 - \Delta\delta_2) = \pm 0,15^\circ$ можно рекомендовать обрабатывать данные радиопилотных наблюдений до высоты порядка 10 км через 4 мин при вертикальных углах, больших 10° , а выше через 6 мин при углах, больших 15° . В этом случае максимальная абсолютная погрешность в определении скорости ветра не будет превышать ± 2 м/сек. Относительная максимальная погрешность в определении скорости ветра зависит от величины скорости ветра. Если удовлетвориться $\Delta u = 2$ м/сек, то δu будет равно 20%, если скорость ветра равна 10 м/сек, и 5% для скорости ветра, равной 40 м/сек, и т. д.

В. Д. Решетов исследовал точность измерений скорости и направления ветра на высотах, выполненных с помощью гребенчатых радиозондов РЗ-049, пеленгуемых радиолокаторами. Погрешность измерений в этом случае, как мы уже знаем, обуславливается неточностью измерения угловых координат и высоты радиозонда. Анализ данных учащенных наблюдений был выполнен Решетовым с использованием структурных функций, рассмотренных в § 3 раздела В гл. I.

Оказалось, что среднеквадратичная погрешность этого метода растет с высотой. Если на высоте 1 км средняя квадратичная

погрешность модуля вектора ветра ± 1 м/сек, то на высоте 16 км она равна ± 3 м/сек. Что касается погрешности в определении направления ветра, то она оказалась зависящей от высоты и скорости ветра. Чем меньше скорость ветра, тем погрешность в определении направления ветра оказывается большей: для летнего времени года на высоте 1 км она составляет $\pm 6^\circ$, в слое от 5 до 10 км $\pm 3^\circ$, а на высоте 16 км $\pm 5^\circ$.

Сравним теперь точность метода радиопилотных наблюдений с точностью метода радиотеодолитных наблюдений для больших

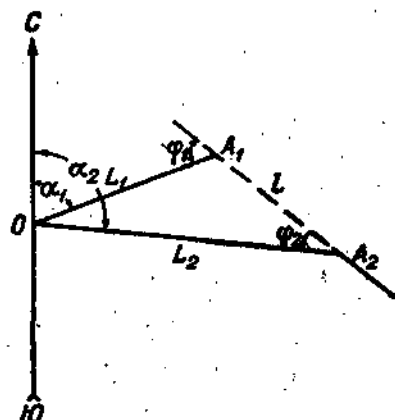


Рис. 140. Горизонтальная проекция траектории шара.

высот. Исходными данными для расчета скорости и направления ветра в методе радиопилотных наблюдений являются величина наклонной дальности радиопилота от места расположения радиолокационной станции и угловые координаты, а в методе радиотеодолитных наблюдений — угловые координаты и высота, вычисляемая по данным давления и температуры воздуха, передаваемых радиозондом.

На рис. 140 показана горизонтальная проекция A_1A_2 траектории радиопилота или пеленгуемого радиозонда. Вообще говоря, отрезок A_1A_2 пропорционален средней скорости ветра

в слое атмосферы толщиной H . Если же принять, что этот отрезок есть горизонтальная проекция пути шара за единицу времени, то скорость ветра, как это следует из рис. 140, равна

$$u = L_2 \cos \varphi_2 - L_1 \cos \varphi_1, \quad (19)$$

где L_1 и L_2 — горизонтальные проекции визирных линий на шар.

В случае радиопилотных наблюдений:

$$\begin{aligned} L_1 &= D_1 \cos \delta_1, \\ L_2 &= D_2 \cos \delta_2, \end{aligned} \quad (20)$$

а в случае радиотеодолитных наблюдений:

$$\begin{aligned} L_1 &= H_1 \operatorname{ctg} \delta_1, \\ L_2 &= H_2 \operatorname{ctg} \delta_2, \end{aligned} \quad (21)$$

где D — наклонная дальность шара, а δ — угол места.

Подставляя соответственно (20) и (21) в (19), получим формулы, с помощью которых можно вычислить скорость ветра:

$$u_D = D_2 \cos \delta_2 \cos \varphi_2 - D_1 \cos \delta_1 \cos \varphi_1, \quad (22)$$

$$u_H = H_2 \operatorname{ctg} \delta_2 \cos \varphi_2 - H_1 \operatorname{ctg} \delta_1 \cos \varphi_1. \quad (23)$$

Взяв полные дифференциалы u_D и u_H и перейдя к конечным разностям, можно получить дисперсию случайной ошибки величины скорости ветра u . После приведения подобных членов и введения для сокращения знака суммы Σ , получим:

$$\begin{aligned} \sigma_{u_D}^2 &= \sum_{i=1}^2 (\sigma_{D_i}^2 \cos^2 \delta_i + \sigma_{\delta_i}^2 D_i^2 \sin^2 \delta_i) \cos^2 \varphi_i + \\ &+ \sum_{i=1}^2 \sigma_{\varphi_i}^2 D_i^2 \cos^2 \delta_i \cos^2 \varphi_i, \\ \sigma_{u_H}^2 &= \sum_{i=1}^2 \left(\sigma_{H_i}^2 \operatorname{ctg}^2 \delta_i + \sigma_{\delta_i}^2 \frac{H_i^2}{\sin^4 \delta_i} \right) \cos^2 \varphi_i + \\ &+ \sum_{i=1}^2 \sigma_{\varphi_i}^2 H_i^2 \operatorname{ctg}^2 \delta_i \cos^2 \varphi_i. \end{aligned}$$

Мерой относительной точности методов радиопилотных и радиотеодолитных наблюдений может служить разность между $\sigma_{u_H}^2$ и $\sigma_{u_D}^2$, которая равна

$$\begin{aligned} \sigma_u^2 &= \sum_{i=1}^2 \cos^2 \varphi_i \cos^2 \delta_i \sigma_{\delta_i}^2 D_i^2 (1 + \operatorname{ctg}^2 \delta_i) + \\ &+ \sum_{i=1}^2 \sigma_{\varphi_i}^2 D_i^2 \operatorname{ctg}^2 \delta_i \cos^2 \varphi_i. \end{aligned} \quad (24)$$

Анализ выражения (24) показывает, что оба метода обладают одинаковой точностью только в тех случаях, когда шар находится в зените (т. е. $\delta_i = \frac{\pi}{2}$) или удаляется от пункта наблюдений перпендикулярно проекции визирной линии $L_i(\varphi_i \rightarrow \frac{\pi}{2})$. Во всех остальных случаях метод радиопилотных наблюдений имеет большую точность, чем метод радиотеодолитных наблюдений, и это различие в точности тем больше, чем меньше угол места δ . Из (24) видно, что когда $\delta_i \rightarrow 0$, то $\sigma^2 \rightarrow \infty$. Кроме того, σ^2 пропорционально квадрату наклонной дальности D_i .

Отсюда следует, что для более точных измерений скорости ветра на больших высотах, когда шар виден под очень малыми углами места, необходимо обеспечить измерение наклонной дальности и с повышенной точностью определение углов δ .

§ 9. Применение вторичной радиолокации (активной ретрансляции) для ветровых измерений

В предыдущем параграфе было показано, что метод радиотеодолитных наблюдений, особенно на больших высотах, уступает по точности методу радиопилотных наблюдений. С другой стороны, радиопилотные наблюдения вследствие особенностей диаграммы направленности излучения и малого радиуса действия радиолокаторов не дают возможности получить данные о ветре на высотах, превышающих 8—10 км.

Этот принципиальный недостаток может быть устранен путем применения метода активной ретрансляции, т. е. применения радиоответчика, который отвечает на запрос наземной радиолокационной станции и этим дает возможность определить наклонную дальность шара, несущего ответчик.

Системы ответчиков могут быть различными. Так, например, в Англии была разработана система, предназначенная для получения угловых координат и наклонной дальности, а также для передачи данных о температуре, давлении и влажности воздуха на высотах. Частоты запроса и ответа различные. Если прием и ответ будут осуществляться на одной и той же частоте, то система возбуждается, поскольку первый же ответный импульс вновь попадет на приемную часть и это будет непрерывно повторяться. Поэтому обычные системы вторичной радиолокации являются двухканальными. В частности, запросчик английского ретранслятора работает на частоте 152,5 мггц с импульсами продолжительностью 2 мксек и мощностью в импульсе, равной 50 квт, а ответчик — на частоте 2850 мггц. Ответные сигналы принимаются параболической антенной диаметром 1,5 м с автоматической системой сопровождения.

На рис. 141 приводится принципиальная схема системы наблюдений по методу вторичной радиолокации с запросчиком и ответчиком, работающими на разных частотах.

Наклонная дальность в этой системе определяется по интервалу времени между посылкой импульса запроса и приемом ответного импульса. Ориентировка антенны и угол ее наклона в вертикальной плоскости позволяют определить азимут и угловую высоту шара, несущего ответчик.

Передача данных о температуре, давлении и влажности воздуха производится по запросу вторым импульсом ответчика, передаваемым вслед за первым. Промежуток времени между ними служит мерой одной из измеряемых трех величин. В этой

Работа запросчика и ответчика на разных частотах усложняет описанную систему. Ответчик отличается большим весом, что делает невозможным подъем радиозонда до больших высот на одной оболочке размером 150—200 см.

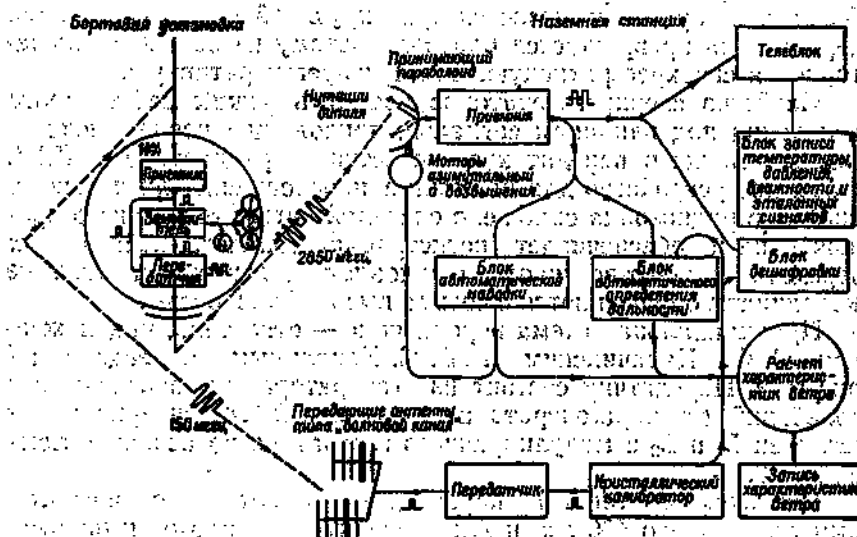


Рис. 141. Принципиальная схема радиозонда и радиотеодолита с запросчиком (Англия)

1 — температура, 2 — давление, 3 — влажность, 4 — эталонные сигналы.

Несущая частота запросчика 216 мГц, а частота следования запросных импульсов около 1020 имп/сек. Мощность в запросном импульсе 30 кВт при длительности импульса 2 мксек.

Несущая частота передатчика — ответчика радиозонда также равна 216 мГц, но работает он в свержегенеративном

режиме. Этот режим характеризуется наличием еще одного модулирующего напряжения, создающего дополнительную модуляцию всех радиосигналов. Если в обычном пеленгуемом передатчике все сигналы и паузы в сигналах радиозонда заполнены непрерывными незатухающими колебаниями с частотой 216 мГц, то в передатчике — ответчике заполнение такое же, но импульсы в паузах, кроме того, сделаны прерывистыми с частотой прерывания около 400 кГц. Таким образом, радиоимпульсы, соответствующие паузам, как бы дробятся с помощью частоты 400 кГц, которая и называется суперирующей частотой, а схема передатчика превращается благодаря этому из обычной генераторной в сверхрегенеративную, или суперрегенеративную.

Свойство сверхрегенераторов изменять режим собственного излучения под влиянием сигналов, приходящих извне, использовано также в передатчике — ответчике радиозонда РКЗ-1. Наземное устройство для посылки запросного сигнала и приема сигналов радиозонда снабжено системой автоматического сопровождения и обеспечивает регистрацию данных, посылаемых передатчиком — ответчиком. Наклонная дальность и угловые координаты определяются с весьма высокой точностью.

Принципиальная схема передатчика — ответчика, предложенная С. Ф. Калачинским и В. С. Хахалиным, приведена на рис. 142. Передатчик состоит из генератора высокочастотных колебаний (сверхрегенератора) на лампе 2С3А, суперирующих катушек L_1 и L_2 и модулирующего генератора на неоновой лампе МН-3.

Сверхрегенеративный передатчик работает с частотой импульсов около 400 кГц и длительностью каждого импульса, равной 0,5—0,8 мксек. Его собственное излучение модулируется релаксационным генератором на неоновой лампе МН-3, частота импульсов которого, как и в обычном пеленгуемом передатчике, управляется коммутатором радиозонда.

При замыкании коммутатора радиозонда (РЗ-049 или А-22-III) происходит подключение конденсатора C_5 параллельно конденсатору C_4 , и в связи с этим в излучении передатчика образуются, кроме основных импульсов, широкие импульсы длительностью 70—100 мксек (рис. 143) со звуковой частотой 300—800 Гц. При размыкании частота генерирования на неоновой лампе увеличивается емкостью конденсатора C_4 и сопротивлением R_g в $\frac{C_5 + C_4}{C_4}$ раз. В такое же число раз уменьшается длительность звуковых сигналов.

Схема сверхгенератора одноламповая. В ней на одной лампе действуют как бы два генератора: один на несущей частоте 216 мГц, а второй (вспомогательный) на частоте около 400 кГц. Одна лампа может быть генератором двух или нескольких частот в том случае, когда эти частоты значительно

отличаются друг от друга. Вспомогательный генератор в схеме сверхрегенератора выполняет роль ключа и определяет частоту суперирования импульсов. Без этого вспомогательного генератора невозможен линейный режим работы сверхрегенератора, при котором импульс ответа превышает общий уровень его собственного излучения. Этот же генератор может быть выполнен на отдельной лампе.

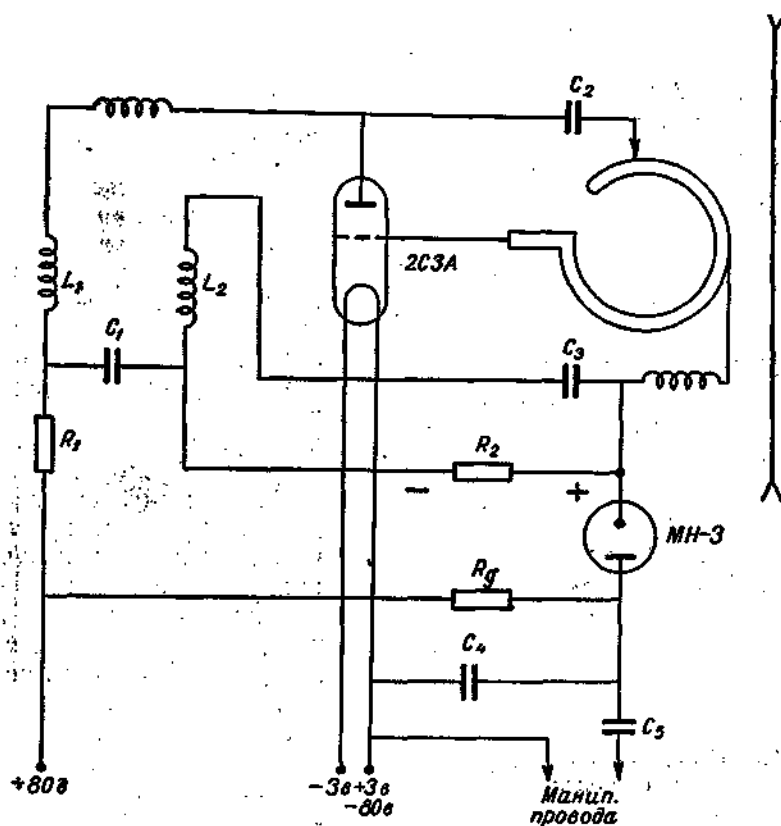


Рис. 142. Принципиальная схема передатчика — ответчика на волне 216 мегц.

Роль второго ключа, дающего сигналы радиозонда, выполняет генератор на неоновой лампе. Из рис. 142 следует, что при зажигании лампы МН-3, когда ее внутреннее сопротивление резко падает, на сетку лампы 2С3А подается положительное напряжение, образующееся на сопротивлении R_2 при разряде неоновой лампы. Благодаря этому импульсный режим сверхрегенератора нарушается и он переходит в режим непрерывной

генерации. Время непрерывной генерации определяется временем разряда конденсаторов C_4 или C_4 и C_5 через неоновую лампу и сопротивление R_2 .

Антенна ответчика состоит из прямоугольного отрезка алюминиевой проволоки, представляющего собой полуволновой вибратор. Связь контура с антенной индуктивная. Мощность в импульсе передатчика —

ответчика порядка 0,1 вт. Чувствительность ответчика по напряжению в антенне к запросному импульсу около 10 мв.

При отсутствии запросного импульса на развертке трубки индикатора наклонной дальности приставки к радиотеодолиту наблюдается сплошная светящаяся полоса в виде ленты, создаваемая короткими импульсами передатчика радиозонда. Это так называемые «шумы» сверхрегенератора. Запросные импульсы передатчика приводят к увеличению мощности излучения передатчика — ответчика примерно на 20%. Продолжительность генерирования ответного сигнала повышенной мощности равна длительности запросного (зондирующего) импульса. В связи с этим на экране трубки

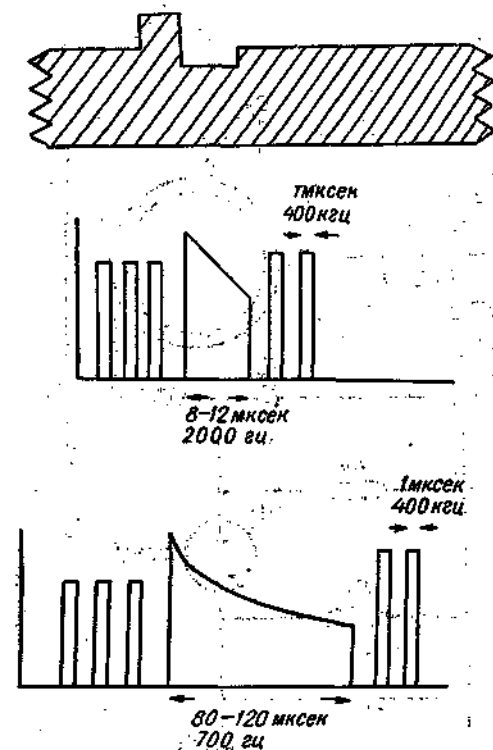


Рис. 143. Схема сигналов передатчика — ответчика.

индикатора дальности появляется ответный импульс с повышенной амплитудой и с четким передним фронтом (рис. 143).

Следует отметить, что при запросе происходит частичная синхронизация момента излучения коротких импульсов с моментом прихода запросного импульса.

Неполнота синхронизации объясняется следующим. Ответный импульс сверхрегенератора, видимый на экране электронно-лучевой трубки, в отличие от больших ответных импульсов пассивных отражателей, представляет собой совокупность многих ответных импульсов, начинающихся и кончающихся не в одно и то же время. Только некоторые из них начинаются в момент

прихода запросного импульса, а остальные равномерно распределены по длительности запросного импульса. Поэтому ответный импульс, имея более ярко выраженный передний фронт, в остальном лишь своей огибающей копирует форму запросного импульса.

Индикатор дальности приставки радиотеодолита, в котором применена двухлучевая трубка, имеет две шкалы: грубую с длиной развертки 20 км и точную с длиной развертки 1 км. Кроме того, расстояние 200 км разделено на участки по 20 км. Специальный переключатель служит для выбора во время наблюдений за радиозондом нужного участка грубой развертки. Для точного определения наклонной дальности необходимо, во-первых, поворотом штурвала сопровождения по дальности совместить яркостную отметку (визир) на грубой развертке с изображением ответного импульса и, во-вторых, дальнейшим поворотом штурвала совместить темновую отметку (визир) на точной развертке с передним фронтом ответного импульса.

Точность определения наклонной дальности до 100 км равна ± 30 м, а для удалений от 100 до 200 км ± 60 м. Недостатком приставки, работающей в метровом диапазоне волн, является невозможность определения наклонной дальности радиозонда на расстояниях, меньших 2—3 км. Это обусловлено особенностями диаграммы направленности антенн и длительностью запросного импульса.

Б. РАДИОЛОКАЦИОННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ОБЛАКОВ И ОСАДКОВ

§ 1. Обнаружение облаков и осадков с помощью радиолокаторов

Помимо использования радиолокаторов для измерения ветра на высотах в атмосфере, они могут быть широко применены для исследования облаков, осадков, грозových явлений, поверхностей раздела в атмосфере и т. д.

Размер предметов, обнаруживаемых с помощью радиолокаторов, как это было показано выше, зависит от длины рабочей волны радиолокатора. Для обнаружения капель воды в облаках или дожде используются радиолокаторы, работающие в сантиметровом или миллиметровом диапазоне волн. Применяемые для таких целей радиолокаторы имеют отметчик кругового обзора. Это дает возможность определить размер областей с осадками, направление их смещения, их интенсивность, а также характер развития.

Облака и жидкие осадки состоят из капелек воды различных размеров. На рис. 144 даны кривые распределения размеров капелек в некоторых формах облаков. Средние кривые распре-

деления капель в облаках слоистых форм хорошо описываются эмпирической формулой Хргиана — Мазина:

$$N(r) dr = cr^2 e^{-br} dr, \quad (1)$$

где $N(r)$ — число капелек, имеющих радиус от r до $r+dr$; b и c — постоянные, зависящие от формы облаков.

В табл. 26 приведены значения коэффициента b , средних $\bar{r}$ и наиболее часто встречающихся r_n размеров капелек для некоторых форм облаков.

Таблица 26

Форма облаков	$\bar{r}_\mu$	$r_{n\mu}$	b_μ^{-1}
St	6,8	5,0	0,537
Sc	8,1	5,7	0,391
Ns	9,7	7	0,327
Ac	7,1	6	

Капли осадков значительно крупнее облачных: капли мороси имеют радиус от 0,025 до 0,25 мм, а дождя — от 0,25 до 3—4 мм. Максимум кривой распределения дождевых капель лежит в пределах от 0,1 до 0,5 мм. Средний спектр дождевых капель описывается следующей эмпирической формулой:

$$F(r) = 1 - e^{-\left(\frac{r}{\alpha}\right)^n}, \quad (2)$$

где функция $F(r)$ характеризует ту долю общего объема воды, которая приходится на капли радиусом от 0 до r , n — постоянная, равная 2,25.

Значения параметра α , зависящие от интенсивности дождя, приведены в табл. 27.

Таблица 27

Интенсивность дождя, мм/час	0,5	1,0	2,5	5,0	10	25
α	1,11	1,30	1,61	1,89	2,22	2,74

С увеличением интенсивности дождя возрастает количество капель, особенно мелких. Так, при интенсивности дождя, равной 0,5 мм/час, в 1 м³ наблюдается 1250 капель радиусом, меньшим 0,125 мм, и только две капли радиусом, превышающим 0,75 мм, а при дожде интенсивностью 10 мм/час — соответственно 3400 и 60 капель в 1 м³. Облачные капли и большая часть капель дождя имеют сферическую форму. Только крупные частицы дождя при своем падении принимают форму сплюснутых эллипсоидов. Это

видно на рис. 145, на котором приведены фотографии падающих капель.

Ледяные частички могут иметь весьма различные формы, но чаще всего они наблюдаются в виде пластинок и столбиков. Преобладающие размеры облачных ледяных частичек лежат в пределах 0,2—0,3 мм. Преобладающими формами снежинок также являются пластинки и столбики. Размеры снежинок находятся в сравнительно широких пределах. Поперечники больших снежинок, имеющих форму звездочек, достигают размеров 9—10 мм. При таянии таких снежинок образуются капли радиусом до 0,25 мм. В начальной стадии таяния они как бы обволаки-

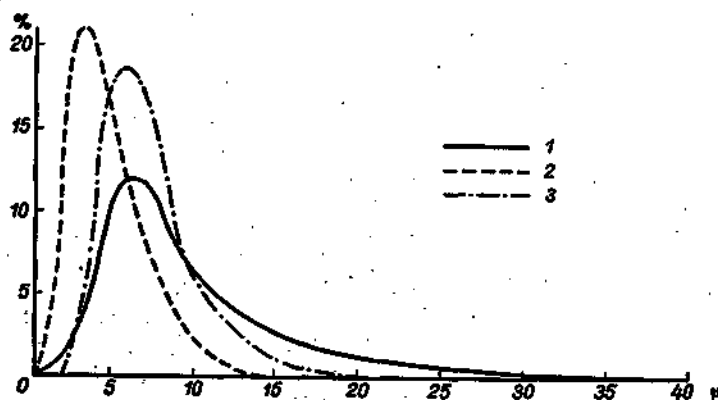


Рис. 144. Кривые распределения размеров облачных элементов в облаках.

1—Na, 2—St, 3—Cu.

ваются пленкой воды, благодаря чему эффективная поверхность таких снежинок может стать очень большой.

Описанные особенности формы и размеров облачных частиц и частиц осадков (дождя и снега) усложняют теоретическое рассмотрение вопроса об отражении радиоволн от облаков и осадков и приводят к необходимости допущения многих упрощений.

Эффективная поверхность сферической капли, радиус r , которой во много раз меньше длины волны радиолокатора ($r \ll \frac{\lambda}{2\pi}$), равна

$$A_k = \pi^2 \left(\frac{\epsilon - 1}{\epsilon + 2} \right)^2 \frac{r^6}{\lambda^4}, \quad (3)$$

где ϵ — диэлектрическая постоянная капли, λ — длина волны.

Зависимость величины отражающей поверхности от четвертой степени длины падающей волны справедлива, конечно, также для проводников, размеры которых малы по сравнению

с $\frac{\lambda}{2\pi}$, причем независимо от их формы и величины диэлектрической постоянной.

На рис. 145 дана зависимость отношения эффективной отражающей поверхности идеально проводящего шара или плоского диска к их отражающей поверхности от величины $\frac{r}{\lambda}$.

Если радиолокатором одновременно облучается n капелек, то их эффективная отражающая поверхность будет равна

$$A_{\text{кл}} = \frac{\pi^2}{\lambda^2} \left(\frac{\epsilon - 1}{\epsilon + 2} \right)^2 \sum_{i=1}^n r_i^6 \quad (4)$$

При этом предполагается, что количество рассеивающих частиц очень велико и они, будучи равномерно распределены в пространстве, заполняют всю площадь поперечного сечения радиолуча. Будем также считать, что средняя мощность отраженных сигналов равна сумме мощностей, принимаемых радиолокатором от отдельных частиц.

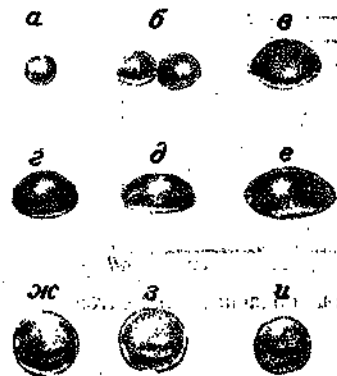


Рис. 145. Форма падающих импульсов, достигающих приемника каплей (по А. Б. Шупякскому).

Принебрегая ослаблением электромагнитной энергии за счет поглощения воздухом, облачными и дождевыми каплями и подставляя значение эффективной отражающей поверхности из (4) в (9) раздела А, получим величину электромагнитной энергии в отраженном

$$P_r = \frac{\pi^4 E_0^2 A^2}{4 R^4 \lambda^2} \left(\frac{\epsilon - 1}{\epsilon + 2} \right)^2 \sum_{i=1}^n r_i^6 \quad (5)$$

Отсюда следует, что энергия, которая может поступить на вход приемника радиолокатора, прямо пропорциональна сумме шестых степеней величины радиуса облачных или дождевых элементов и обратно пропорциональна шестой степени длины рабочей волны радиолокатора.

Допустим, что в единице объема облака или зоны осадков содержится N капелек воды; тогда в пространстве объемом V , заполненном капельками, от которых отраженный импульс одновременно достигает приемной антенны радиолокатора, содержится NV капелек воды. Если рассматривать не кривые распределения облачных элементов, а средние значения радиуса капе-

лек воды в облаке или в зоне дождя, то выражение (5) можно записать в виде

$$P_r = \frac{\pi^4 E_t A_r^2 N V \bar{r}^6}{4 R^4 \lambda^6} \left(\frac{\epsilon - 1}{\epsilon + 2} \right)^2. \quad (6)$$

Вычислим объем, заполненный капельками, отраженный импульс от которых одновременно достигает приемной антенны радиолокатора. Допустим, что излучение радиолокатора сосредоточено внутри телесного угла θ , ограниченного линиями половинной мощности излучения, и что внутри этого угла излучение изотропно.

Допустим, далее, что в некоторый момент времени задний фронт волны (рис. 147) находится на расстоянии R_1 от радиоло-

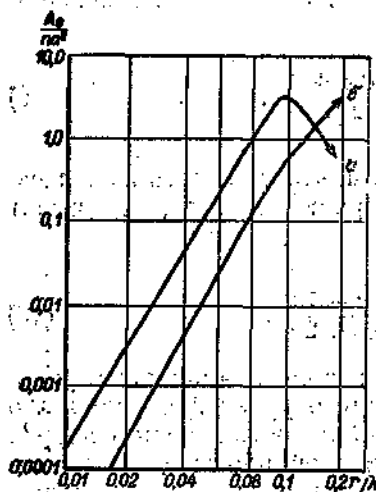


Рис. 146. Зависимость эффективной отражающей поверхности идеальной проводящей поверхности от величины $\frac{r}{\lambda}$.
а — для диска, б — для шара.

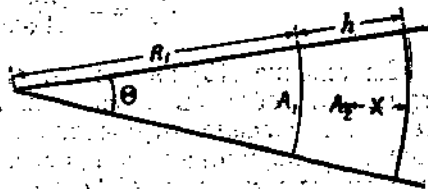


Рис. 147. Схема отражения радиолучей от различных частей облака.

катора. Протяженность зондирующего импульса обозначим через $h = c\tau$, где τ — продолжительность импульса, а c — скорость распространения электромагнитной энергии. Луч, отраженный от частицы облака в точке A_1 , находящейся на линии заднего фронта волны, достигает радиолокатора через промежуток времени

$$t_1 = \frac{R_1}{c}, \quad (7)$$

а от частицы в точке A_2 , находящейся на расстоянии x от переднего фронта волны, — через промежуток времени

$$t_2 = \frac{R_1 + c\tau - 2x}{c}. \quad (8)$$

Отраженные импульсы от частичек в точках A_1 и A_2 достигнут одновременно радиолокатора, если $t_1 = t_2$, откуда

$$x = \frac{ct}{2} = \frac{h}{2}.$$

Весь объем, заполненный облаками или осадками, отраженные импульсы от которых одновременно достигают приемной антенны радиолокатора (если считать его цилиндрическим ввиду малости Θ), равен

$$V = \pi \left(\frac{\Theta R}{2} \right)^2 x = \pi \left(\frac{\Theta R}{2} \right)^2 \frac{h}{2}. \quad (9)$$

Подставляя V из (9) в (6), получим, что мощность импульса, поступающего на вход приемника радиолокатора, с учетом того, что $\Theta^2 = \frac{\pi \lambda^2}{4A_r}$, равна

$$P_r = \frac{\pi^6 E_t A_r h N \bar{r}^6}{64 R^2 \lambda^4} \left(\frac{\epsilon - 1}{\epsilon + 2} \right)^2. \quad (10)$$

Выражение (10) является основным радиолокационным уравнением для облаков и осадков. Из этого уравнения видно, что мощность сигнала, отраженного от облаков или зоны осадков, прямо пропорциональна пространственной протяженности зондирующего импульса, эффективной площади приемной антенны и обратно пропорциональна R^2 . Формула (10) дает возможность сделать некоторые принципиальные заключения, имеющие существенное значение при выборе радиолокатора для аэрологических исследований облаков и осадков.

Радиолокатор для этих целей должен удовлетворять следующим требованиям:

- 1) иметь большую мощность в зондирующем импульсе и эффективную поверхность приемной антенны;
- 2) обладать большой протяженностью зондирующего импульса;
- 3) работать на волне, тем более короткой, чем меньше размер элементов исследуемых облаков и осадков.

Выбор величины h определяется назначением радиолокатора. Дело в том, что отражающие объекты, расположенные от радиолокатора на расстояниях, меньших, чем половина протяженности зондирующего импульса, не могут быть обнаружены, так как сигнал от заднего фронта импульса, пересекающего объект на расстоянии R , приходит одновременно с сигналом от переднего фронта импульса, пересекающего объект на расстоянии $R + \frac{h}{2}$. Если длительность зондирующего импульса равна, на-

пример, 1 мксек, то протяженность импульса составит $h = 10^{-6} \text{ сек} \cdot 3 \cdot 10^{10} \text{ см/сек} = 300 \text{ м}$, и объекты будут обнаруживаться радиолокатором только с расстояния 150 м. Такая протяженность импульса удобна для вертикального радиолокационного зондирования атмосферы. Для горизонтального зондирования можно ограничиться длительностью импульса 5 мксек, при которой разрешающая способность радиолокатора будет 750 м.

Заметим, что так как наиболее часто повторяющиеся размеры частиц дождя примерно равны 100—200 м, а частиц облаков — 6—10 м, то мощность отраженного импульса от облаков при прочих равных условиях меньше мощности отраженного импульса от осадков примерно в 10^3 раз. Увеличение мощности отраженного импульса в целях обнаружения облаков может быть достигнуто, как это следует из уравнения (10), путем соответствующего увеличения мощности зондирующего импульса, а также увеличением эффективной площади приемной антенны радиолокатора.

Рассмотрим сначала, что может дать увеличение эффективной поверхности антенны. Для антенны параболического типа

$$A_r = 0,75 \frac{\pi D^2}{4}, \quad (11)$$

где D — диаметр антенны.

В этом случае, как видим, эффективная поверхность пропорциональна квадрату диаметра антенны. Увеличение диаметра рефлектора радиолокатора, например «Кобальт» (рис. 148), дает увеличение эффективной отражающей поверхности и увеличивает мощность сигнала, отраженного от облаков или осадков.

Увеличение диаметра рефлектора приводит к увеличению мощности отраженного от объемных целей импульса, поступающего на вход приемника радиолокатора. Это в значительной степени позволяет компенсировать малость размеров частиц облаков по сравнению с частицами осадков и обнаруживать облака радиолокатором сантиметрового диапазона.

Использование больших рефлекторов, формирующих неподвижный вертикальный луч, для наблюдений за облаками имеет некоторые особенности, связанные с зависимостью выигрыша параболической антенны по сравнению с изотропным излучателем от удаления цели. Характер этой зависимости определяется кривой первичного облучения и размерами рефлектора (рис. 149).

Станция радиолокационного зондирования с неподвижным рефлектором была построена в Центральной аэрологической

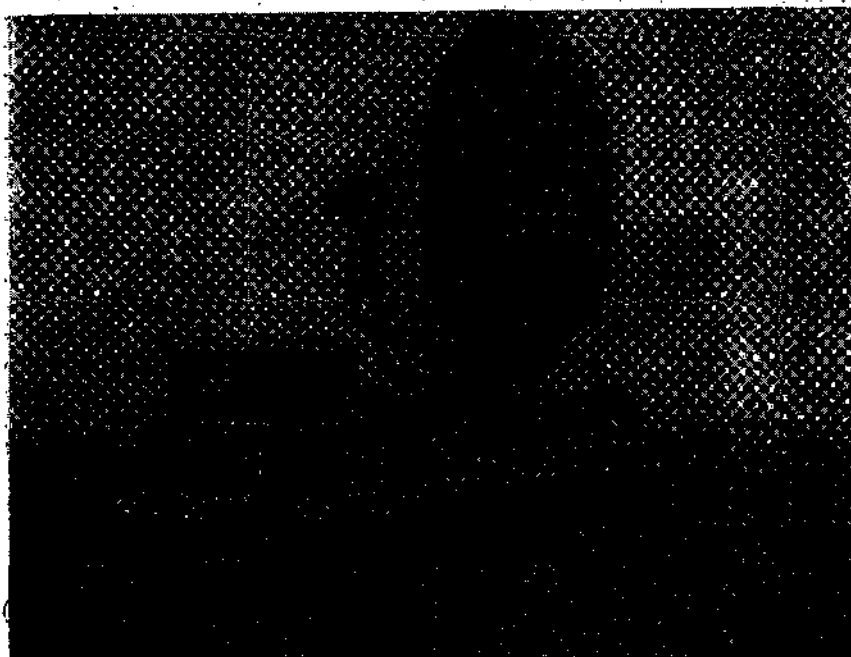


Рис. 148. Внешний вид рефлектора радиолокатора «Кобальт».

обсерватории под руководством В. В. Костарева. Общий вид этой станции приведен на рис. 150.

Рефлектор антенного устройства представляет собой бетонированную чашу, наружная поверхность которой металлизирована цинком. Высокочастотный блок в герметизированном кожухе укреплен на тросе, натянутом между мачтами так, что рупор облучателя оказывается в фокусе параболоида. Пульт управления и другие блоки станции размещены в рядом расположенном помещении. Соединения между блоками, расположенными в помещении, и высокочастотным блоком осуществлены

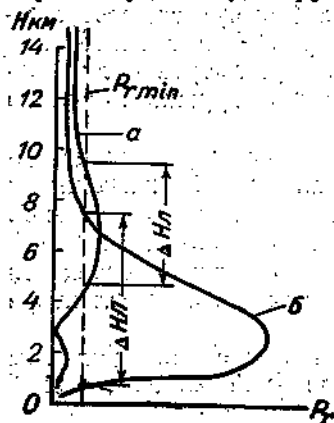


Рис. 149. Зависимость усиления параболической антенны от высоты для двух форм кривой первичного облучения.

a — прямоугольной b — колоколовидной.

в этой станции многожильным и коаксиальным кабелями, подвешенными на специальном тросе.

Зондирование атмосферы производится неподвижным лучом, направленным в зенит. Отраженные сигналы изображаются на специальном безынерционном отметчике кругового обзора. Радиальные линии развертки устанавливаются неподвижно в вертикальном направлении и модулируются по яркости. Далее,

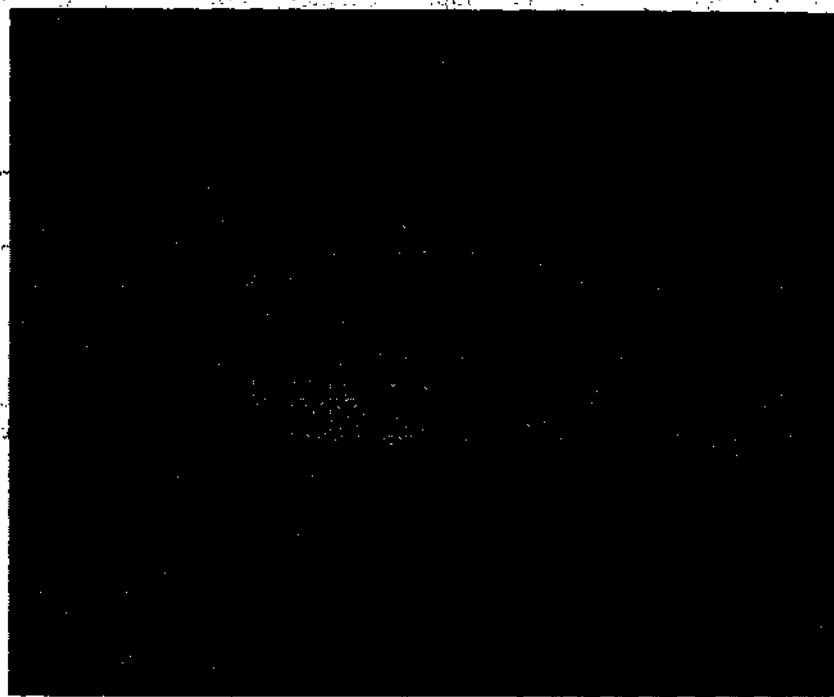


Рис. 150. Станция вертикального радиолокационного зондирования атмосферы с неподвижным рефлектором.

изображение линии развертки проектируется на равномерно движущуюся фотопленку. Наличие облаков над лучом приводит к появлению на развертке засветки с повышенной яркостью. Длина отрезка на линии радиальной развертки с повышенной яркостью изображает толщину облачных слоев, а ее края — соответственно высоту нижней и верхней границ слоя. На движущейся фотопленке после ее обработки получается пространственно-временной разрез облаков или осадков, прошедших над лучом, ориентированный в направлении перемещения этих атмосферных объектов. Скорость протяжки фотопленки подбирается с учетом скорости ветра в период радиолокационных наблюдений; она обычно равна 0,2—0,3 или 1,0—1,5 см/мин.

Радиолокатор снабжен устройством, обеспечивающим автоматическую ступенчатую регулировку усиления приемника во времени. Это дает возможность выделить в облаках и осадках, проходящих над лучом, области с различной плотностью. Обычно используются две ступени усиления.

Продолжительность работы приемника с заданным режимом усиления составляет 6—10 сек. Вероятность радиолокационного обнаружения различных форм облаков, полученная с помощью радиолокатора с 20-метровым отражателем, приведена в табл. 28.

Таблица 28

Вероятность радиолокационного обнаружения облаков
(по В. В. Костареву)

Форма облаков	% обнаружения	Примечания
Кучево-дождевые	100	Верхняя граница четкая, нижняя иногда теряется в осадках
Слоисто-дождевые	100	
Мощно-кучевые	100	Границы четкие
Разорванно-дождевые	100	Верхняя граница четкая, нижняя иногда теряется в осадках
Слоисто-кучевые плотные	70—80	
Высоко-слоистые плотные	50—60	
Слоисто-кучевые	50—60	Границы размыты
Слоисто-кучевые просвечивающиеся	40—50	Нижняя граница четкая, верхняя размыта
Высоко-кучевые просвечивающиеся	40—50	Границы нечеткие
Высоко-слоистые просвечивающиеся	40—50	
Перистые плотные	40—50	
Перистые волокнистые	30—40	
Перистые грозовые	25—30	
Кучевые хорошей погоды	0—5	Обнаруживается только центральная часть

Из этой таблицы видно, что не все формы облаков достаточно хорошо обнаруживаются радиолокатором с рефлектором, имеющим $D = 20$ м. Необходимо дальнейшее усовершенствование метода. Но и эти данные показывают, какие широкие возможности дает сантиметровая радиолокация для исследования облаков. Недостатком описанного радиолокатора является также неподвижность антенны, благодаря чему невозможно проводить исследования облака под различными углами зондирования.

Увеличение мощности зондирующего импульса до уровня сигнала, с помощью которого можно получить на приемном тракте радиолокатора весьма малые отражения, требует использования радиолокатора с очень высоким потенциалом. Это и

всегда можно технически реализовать в связи с существенным удорожанием радиолокатора, что имеет большое значение, когда речь идет об аэрологической сети СССР, насчитывающей значительное количество аэрологических пунктов. Поэтому для аэрологических целей оказалось более правильным повышение чувствительности приемника радиолокатора, осуществляемое с помощью специальных накопителей заряда.

Использование накопителей в радиолокаторах, предназначенных для зондирования облаков и осадков, возможно благодаря тому, что для аэрологических измерений нет необходимости иметь такую же частоту следования зондирующих импульсов, как для таких быстро перемещающихся объектов, как самолеты и ракеты. Зоны облаков и осадков, как известно, перемещаются относительно медленно и обладают большой пространственной протяженностью. С этим связана возможность их относительно длительного пребывания в зоне облучения, намного превышающего длительность зондирующих импульсов.

Теоретические исследования показали, что при увеличении времени наблюдения относительный выигрыш сигнал — шум по напряжению пропорционален квадратному корню из времени осреднения, т. е. квадратному корню из числа зондирующих импульсов в принятом интервале осреднения. Разработанный З. В. Костаревым и А. Г. Гореликом накопитель дает возможность повысить чувствительность приемника примерно на два порядка.

Для обнаружения облаков могут быть использованы радиолокаторы миллиметрового диапазона, поскольку мощность отраженного импульса обратно пропорциональна длине волны в четвертой степени, но при этом необходимо учесть существенное поглощение электромагнитной энергии частицами облаков и особенно осадков, а также некоторыми компонентами воздуха, благодаря которому уменьшается радиус обнаружения, которое трудно поддается учету в каждом конкретном наблюдении.

Формула (10) справедлива также и тогда, когда облака или осадки состоят из ледяных частичек. Однако отраженный импульс имеет в этом случае меньшую мощность, так как если для капель воды отношение

$$\left| \frac{\epsilon - 1}{\epsilon + 2} \right|^2 = 0,97, \quad (12)$$

то для частичек льда оно равно лишь 0,17, т. е. почти в шесть раз меньше.

Таким образом, для обнаружения облаков, измерения высоты их нижней и верхней поверхностей и концентрации облачных элементов наиболее целесообразно использовать радиолокаторы, работающие в сантиметровом и миллиметровом диапазонах радиоволн.

Радиолокатор должен иметь вращающуюся антенну повышенных размеров ($D = 2-3$ м), а также накопитель импульсов, повышающий чувствительность приемника. Для этих измерений луч радиолокатора направляют по вертикали вверх. Фотографированием экрана электронно-лучевой трубки можно получить изменчивость характеристик облаков, проходящих над лучом радиолокатора. Для этого фотопленка должна с помощью специального приспособления автоматически перемещаться перпендикулярно радиолучу со скоростью 1,0—1,5 мм/сек. На

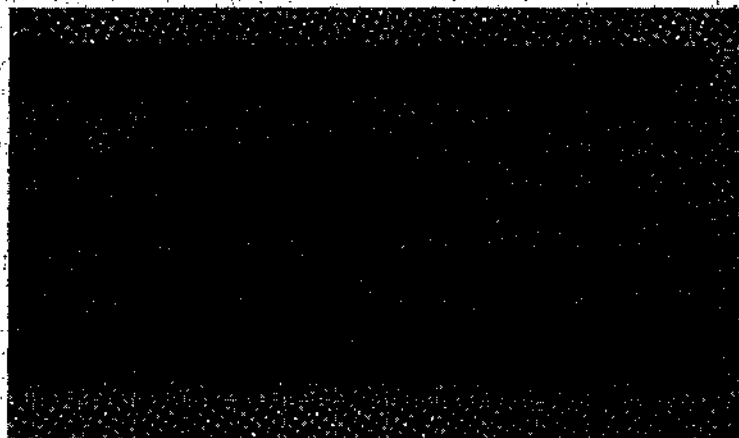


Рис. 151. Изображение облачных слоев на экране радиолокатора.

рис. 151 приведена фотография показаний на экране электронно-лучевой трубки радиолокатора, работающего на волне 3 см, при прохождении над ним облаков. На этом рисунке хорошо заметна изменчивость высоты верхней и нижней границ облаков во времени.

§ 2. Организация и методика наблюдений над осадками и грозами

Важнейшим мероприятием в организации наблюдений для обнаружения и исследования осадков является выбор места для установки радиолокатора. Главное требование, которому должно удовлетворять выбранное место, — это достаточная обзорность пространства вокруг этого места. Оно должно быть таким, чтобы исключалось экранирующее влияние на работу радиолокатора крупных местных предметов: сооружений, холмов и пр. Для этого радиолокатор следует устанавливать на высоком месте (крыше здания, холме и т. п.) так, чтобы все окружающие предметы не возвышались над горизонтом более чем на 2° , а еще лучше, если они окажутся ниже горизонта (относительно уровня локатора).

При установке радиолокатора должно быть уделено большое внимание его горизонтированию и ориентировке по азимуту. Во избежание погрешностей в определении азимута и мощности облаков и зоны осадков следует периодически проводить контрольную поверку горизонтальности установки радиолокатора и его ориентировки по азимуту.

После установки радиолокатора на выбранном для него месте должны быть изучены на экранах отметчиков дальности и кругового обзора сигналы и изображения, получаемые от местных предметов. Изучение этих изображений следует проводить при безоблачной погоде в радиусе действия радиолокатора. Получаемые на экранах изображения от местных предметов следует зарисовать, а еще лучше фотографировать. Зарисовки или снимки отметчиков дальности и кругового обзора с изображениями местных предметов при внимательном их изучении дают возможность отличить их как по форме, так и по интенсивности от изображений зон с осадками, обнаруживаемых радиолокатором.

Для документации наблюдений целесообразно фотографировать экран отметчика кругового обзора. Для этого может быть использован любой длиннофокусный аппарат достаточной светосилы. Чтобы получить картину распределения зон осадков в радиусе действия радиолокатора, время экспозиции должно быть равно времени полного оборота линии радиальной развертки отметчика кругового обзора. Фотографирование экрана особенно важно для исследовательских целей, так как на фотознимке выявляются изображения, не обнаруживаемые невооруженным глазом на экране и расширяющие круг явлений, исследуемых с помощью радиолокатора.

Для ускорения и упрощения определения направления и скорости движения облаков и зон осадков на основании движения их изображений на экране отметчика кругового обзора необходимо иметь кальку с отпечатанными концентрическими окружностями, соответствующими масштабу сетки экрана. Накладывая на экран кальку, карандашом наносят области осадков, обнаруживаемые радиолокатором.

Поиски зон осадков следует всегда начинать с расстояния предельного радиуса действия используемого радиолокатора, чтобы иметь возможность определить направление и скорость их движения, а также характер их развития и своевременно предупредить через соответствующие органы службы погоды авиацию и сельскохозяйственные организации о приближении таких опасных явлений, как грозы, ливни и град.

При радиусе действия радиолокатора 200 км заблаговременность предупреждения отдельных районов может достигнуть 8 час. Это зависит от скорости и направления перемещения этих явлений относительно места установки радиолокатора и

района, для которого дается предупреждение, а также от природы очагов ливней и гроз. При этом необходимо иметь в виду, что отдельные очаги обычно существуют сравнительно недолго — в пределах одного часа. Если в средних слоях атмосферы нет выраженного, устойчивого потока, то перемещение ливней и гроз столь хаотично, что нельзя применять метод экстраполяции для расчета направления и скорости перемещения этих атмосферных явлений.

Контуры каждого изображения на экране дают возможность определить форму и размеры площади горизонтального сечения облаков и зоны осадков. Они определяются путем совмещения линии радиальной развертки с краями каждого изображения. В эти моменты времени производится отсчет дальности внутреннего и

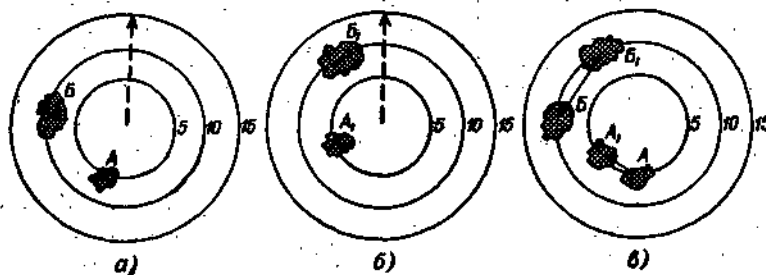


Рис. 152. Схема определения направления и скорости перемещения ливневых осадков.

наружного краев изображения и азимута линии радиальной развертки. По этим данным не представляет труда определить площадь, занимаемую зоной осадков, и ее координаты. Если изображения на экране отметчика кругового обзора имеют резкие по яркости свечения границы, то направление и скорость движения облаков и зоны осадков, а также изменение интенсивности осадков можно определить путем сравнения двух зарисовок или фотоснимков экрана, сделанных с промежутком времени между ними порядка 15—20 мин. За это время зона осадков успеет сместиться в среднем на 10—15 км.

На рис. 152 даны зарисовки одного и того же изображения на экране во время двух наблюдений (а и б), а также их совмещение (в). Эти зарисовки сделаны на кальке с концентрическими окружностями путем наложения ее на экран отметчика кругового обзора. За промежуток времени 20 мин изображение из области А переместилось в область А₁, а из В — в В₁. Соединив центры площадей изображений, нетрудно определить направление и скорость движения зоны осадков.

Если вращать электромагнитный луч радиолокатора не только в горизонтальной, но и в вертикальной плоскости, можно

на экране получить изображение, дающее представление о высоте и особенностях вертикальной структуры зон осадков и облаков. Установив антенну радиолокатора под углом 90° к горизонту, определим характеристики осадков и облаков, проходящих над пунктом наблюдений. Фотографируя экран электронно-лучевой трубки, получают изменение во времени высоты зоны осадков или облаков, проходящих над радиолокатором.

§ 3. Радиолокационные измерения интенсивности осадков

Интенсивность осадков определяется по яркости свечения изображения на экране отметчика кругового обзора, так как яркость свечения обуславливается мощностью приходящего импульса.

Выше указывалось, что относительная интенсивность осадков или плотность облаков может быть получена, если приемник радиолокатора имеет ступенчатую регулировку усиления. С помощью такого устройства принимаемый сигнал искусственно ослабляется в известное число раз при каждом обороте антенны радиолокатора. Зарисовка экрана радиолокатора (а еще лучше фотографирование его) дает возможность получить для заданной дальности изолинии интенсивности сигнала, пропорциональные интенсивности осадков или плотности облаков. При измерениях относительной интенсивности отражающих зон при различных дальностях необходимо учитывать ослабление сигналов за счет изменения дальности и затухания последних в осадках. Некоторые типы радиолокаторов имеют регуляторы усиления, в которых ослабление сигнала в соответствии с основным радиолокационным уравнением (10) обратно пропорционально R^2 . Это дает возможность легко определить относительную интенсивность осадков, наблюдаемых на разных участках изображения на экране индикатора. Однако при использовании такого регулятора предполагают, что зондирующий луч полностью заполнен осадками на тех удалениях, для которых автоматически корректируется величина сигнала.

Анализ взаимного расположения изображений областей осадков на экране отметчика кругового обзора дает возможность установить синоптическое происхождение осадков, особенно ливневого характера, и гроз, им сопутствующих. Беспорядочное распределение изображений на экране характеризует осадки и грозы внутримассового происхождения (рис. 153 а). Если очаги, дающие радиоотражение (радиоэхо), движутся в направлении, перпендикулярном полосе осадков, то последняя связана с подвижным атмосферным фронтом. Экспериментальные исследования показали, что такая полоса движется впереди линии фронта на расстоянии порядка 30—40 км. Если же очаги, дающие радиоэхо, перемещаются цепочкой вдоль полосы осадков, то это указывает

на то, что они связаны со стационарным или малоподвижным фронтом. Наоборот, размещение изображений вдоль некоторой перемещающейся кривой соответствует фронтальным системам (рис. 153 б). В этом смысле и следует понимать возможность обнаружения атмосферных фронтов с помощью радиолокаторов, поскольку последние связаны с системой облаков, дающих осадки. Наблюдения показали, что изображения таких очагов чаще всего имеют форму круга или овала с очень четкими краями. В 88% случаев их сечение не превышает 10 км. При этом если наблюдается увеличение со временем яркости свечения

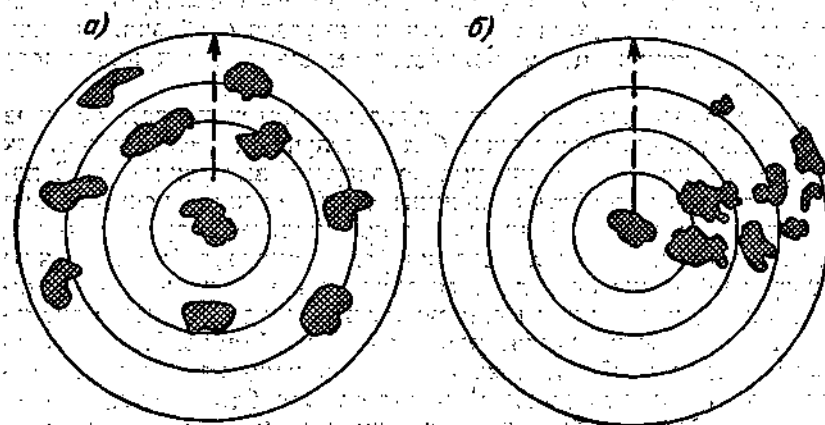


Рис. 153. Схема изображения осадков на экране электронно-лучевой трубки.

изображений на экране, а также увеличение площади и вертикальной протяженности зоны осадков, то можно говорить о развитии процесса выпадения осадков. Сохранение или уменьшение интенсивности изображения, его площади и вертикальной протяженности свидетельствует о стабилизации или соответственно о затухании атмосферных процессов, обуславливающих выпадение осадков.

По мощности импульса, принятого приемником радиолокатора, можно оценить количество выпавших осадков. Действительно, если радиус капелек дождя мал по сравнению с длиной волны радиолокатора, то в соответствии с формулой (10) мощность принятого сигнала зависит только от расстояния R между радиолокатором и отражающей областью осадков и суммы шестых степеней радиусов капель осадков. Все остальные величины, входящие в (10), являются постоянными параметрами радиолокатора и известны из его паспорта.

Так как R может быть измерено, а расстояние R определяется во время каждого наблюдения по отметчику дальности,

то легко вычислить величину $z = \sum_{i=1}^n r_i^6$. Она характеризует отражаемость единицы объема осадков и численно выражается в $\text{мм}^6/\text{м}^3$.

Между отражаемостью осадков $z \text{ мм}^6/\text{м}^3$ и интенсивностью осадков, которую мы обозначим через $R_g \text{ мм/час}$, установлена эмпирическая зависимость, описываемая следующим выражением:

$$z = k R_g^n, \quad (13)$$

где k и n — некоторые постоянные.

Различные авторы приводят разные значения для k и n . Для умеренных широт среднее значение $k=210$, а $n=1,60$. Таким образом, если радиолокатор снабжен аппаратурой для измерения мощности принятого сигнала, то с помощью выражения (13) можно количественно оценить интенсивность осадков. На рис. 154 дана зависимость между отражаемостью и интенсивностью дождя. Если, например, $z = 10^4 \text{ мм}^6/\text{м}^3$, то интенсивность наблюдаемого дождя равна 11,0—12,6 мм/час . Точность определения интенсивности осадков R_g существенно зависит от стабильности параметров радиолокатора.

Для количественного определения интенсивности осадков при отсутствии на радиолокаторе аппаратуры для измерения мощности принятого сигнала можно воспользоваться методом эталонной цели. Сущность этого метода состоит в следующем. На определенном расстоянии R_0 от радиолокатора устанавливается уголкового отражатель с заданной эффективной поверхностью A_e . Во время радиолокационных наблюдений за зонами осадков производится сравнение мощности (амплитуды) сигнала, отраженного от зоны осадков, с мощностью (амплитудой) сигнала от уголкового отражателя. Отношение этих величин дает возможность определить величину R_g , так как сигнал эталонной цели соответствует определенной интенсивности осадков.

Действительно, мощность отраженного сигнала от уголкового отражателя определяется выражением (8), если в этом выражении величину A_e заменить его значением для трехгран-

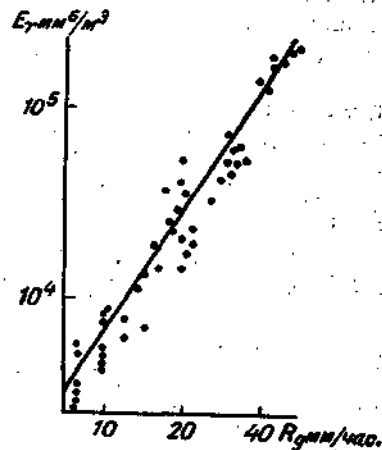


Рис. 154. Зависимость мощности принятого сигнала от интенсивности дождя.

ного уголкового отражателя из выражения (14) раздела А. С учетом (13) получим, что

$$\beta^2 = \frac{P_R}{P_{R_0}} = \frac{cN\bar{r}^6 R_0^4 \theta^2 h^2}{R^2 \lambda^2 a^4}, \quad (14)$$

где P_R — мощность сигнала, отраженного от зоны осадков, P_{R_0} — мощность сигнала от уголкового отражателя, R — расстояние от радиолокатора до зоны осадков, a — длина граней уголкового отражателя, c — постоянная величина.

А. Б. Шупяцкий для измерения интенсивности дождя применил метод эталонной цели. Кроме того, им была исследована точность метода. В результате оказалось возможным считать, что все величины, входящие в выражение (14), кроме β , R и $N\bar{r}^6$, являются постоянными. Поэтому из выражения (14) следует, что

$$R_z = c_1 \beta^2 R^2, \quad (15)$$

где c_1 — постоянная величина, а β , как это было указано выше, — отношение амплитуд сигнала от зоны осадков к амплитуде сигнала от уголкового отражателя.

Размеры эталонной цели вычисляются следующим образом. Приравнявая правые части (9) из раздела А гл. VI и (10), определяют величину A_z для различных значений $N\bar{r}^6$ (т. е. R_z), а затем из (14) раздела А этой же главы — величину граней трехгранного уголкового отражателя, отраженный сигнал которого соответствует эталонной интенсивности осадков. При изготовлении эталонной цели особое внимание должно быть уделено соблюдению точной перпендикулярности граней уголка.

Методика наблюдений за интенсивностью осадков весьма проста. Наблюдая на экране электронно-лучевой трубки за изображением исследуемой зоны осадков, останавливают антенну и фотографируют экран. После этого быстро поворачивают антенну в направление уголкового отражателя и снова фотографируют экран. По этим двум изображениям на фотопленке определяют β и R , входящие в выражение (15).

Если радиолокатор снабжен устройством для регулирования мощности зондирующего импульса, то путем усиления или ослабления импульса можно выделить внутри зоны осадков или облаков области с различной концентрацией. Если уменьшить мощность зондирующего импульса, то на экране электронно-лучевой трубки останутся видимыми только те области, которые обладают более высокой концентрацией частиц или состоят из частиц наиболее крупных размеров.

Весьма важным элементом радиолокационного зондирования атмосферы является определение грозового состояния ливней. Однако пока отсутствуют способы инструментального разделения ливней на грозовые и негрозовые. Н. Ф. Котов рекомендует

производить разделение путем сравнения вертикальной мощности ливней с высотой изотермы -14° . Его исследования, проведенные в районе Ленинграда, показали, что число негрозовых ливней, вертикальные размеры которых превосходят высоту изотермы -14° , составляет только 10%. В то же время только 10% грозовых ливней имеют вершины, расположенные ниже уровня изотермы -14° . Высота этой изотермы может быть получена из данных радиозондирования или она может быть приближенно рассчитана по температуре воздуха у поверхности земли при вертикальном градиенте температуры, равном $6,5^{\circ}/\text{км}$ высоты.

По данным В. М. Мучника, ливневые осадки на Украине с интенсивностью, превышающей 35 мм/час , в 92% случаев являются грозовыми. Пользуясь этим критерием и учитывая формулу (13), можно по величине z разделять грозовые и негрозовые ливни.

Е. М. Сальман рекомендует в качестве критерия использовать дальность обнаружения данным типом радиолокатора негрозовых ливней, выше которой на экране радиолокатора могут наблюдаться только ливни грозового характера. На меньших расстояниях ливни могут быть как грозовыми, так и негрозовыми. Для некоторых станций максимальное удаление для обнаружения негрозовых ливней не превосходит 70—80 км.

Еще один признак может оказать помощь в разделении грозовых и негрозовых ливней. Исследования показали, что в каждом ливне отмечается область с максимальной отражаемостью. Эта область обычно расположена ниже высоты нулевой изотермы. От этой области отражаемость с высотой изменяется по логарифмическому закону, но в грозовых ливнях это изменение более равномерное. Если через $z_{\text{макс}}$ обозначить максимальную отражаемость в ливне, то изменение отражаемости с высотой в направлении к вершине ливня можно описать выражением

$$z = z_{\text{макс}} \cdot 10^{-kH},$$

где H — высота в метрах, $k=0,3 \text{ км}^{-1}$ для грозовых ливней и $k=0,9 \text{ км}^{-1}$ для негрозовых ливней.

Таким образом, по изменению отражаемости с высотой можно выделить грозовые ливни.

На экране электронно-лучевой трубки при вертикальном зондировании облаков всегда резко выделяется область, где происходит таяние ледяных кристаллов и их коагуляция с переохлажденными каплями воды. В этой области частицы обладают наибольшей эффективной отражающей поверхностью. Повышенная эффективная отражающая поверхность, по-видимому, является результатом появления тонкой пленки воды на поверхности крупных тающих кристаллов, оказавшихся в области нуле-

вой изотермы, превращающей их по отражательным свойствам в крупнокапельные частицы. Эта область изображается на экране в виде яркой линии. Так как таяние ледяных частичек происходит главным образом вблизи температуры, равной 0° , то высота яркой линии дает представление о высоте нулевой изотермы атмосферы. Когда ледяные частички растают полностью, то образуются капли воды, скорость падения которых может достигать 4—8 м/сек. Они начинают довольно быстро падать вниз, и количество частиц в единице объема уменьшается, благодаря чему происходит уменьшение суммарной эффективной отражающей поверхности. Это приводит к уменьшению яркости изображения зоны, расположенной под нулевой изотермой. Расстояние между уровнем нулевой изотермы и высотой яркой линии зависит от скорости таяния ледяных частиц. Исследования Е. Г. Зак и А. А. Федоровой показали, что чем больше вертикальный градиент температуры в области нулевой изотермы, тем меньше это расстояние.

Толщина и яркость линии позволяют судить о скорости вертикальных движений воздуха. При сравнительно малых скоростях яркая полоса видна четко и толщина ее невелика. Чем больше скорости вертикальных движений воздуха, тем больше размыты края яркой полосы и тем больше ее толщина. Наконец, при очень сильных вертикальных движениях тающие частицы перемещаются в столь мощном слое, что яркая полоса не обнаруживается. Таким образом, наблюдая за изменениями параметров яркой полосы, можно получить представление о неустойчивости воздуха в области нулевой изотермы.

§ 4. Ошибки метода радиолокационных наблюдений за облаками и осадками

Точность метода наблюдений и факторы, искажающие истинное изображение облаков и зон осадков, рассматривались В. В. Костаревым, К. С. Шифриным, Д. Атласом, В. Д. Степаненко и др. К таким факторам относится степень заполнения электромагнитного луча элементами облаков и осадков, влияние поглощения электромагнитной энергии кислородом, водяными парами, элементами облаков и осадков, а также влияние протяженности зондирующего импульса, ширины диаграммы направленности антенны радиолокатора и изменения масштаба вдоль линии развертки.

1. Влияние степени заполнения электромагнитного луча элементами облаков и осадков. При выводе формулы (10) предполагалось, что все сечение зондирующего импульса заполнено отражающими элементами облаков или осадков. Поэтому при прочих равных условиях мощность импульса на приемнике

радиолокатора обратно пропорциональна квадрату расстояния от отражающего объема до места стояния радиолокатора. В действительности это не всегда так. Уменьшение мощности отраженного сигнала может быть вызвано тем, что сечение зондирующего луча по мере удаления облаков и области осадков от радиолокатора только частично заполнено последними. Это обуславливается, во-первых, тем, что облака и зоны осадков имеют ограниченные размеры по вертикали (предельно 6—8 км), а во-вторых, кривизной поверхности земли.

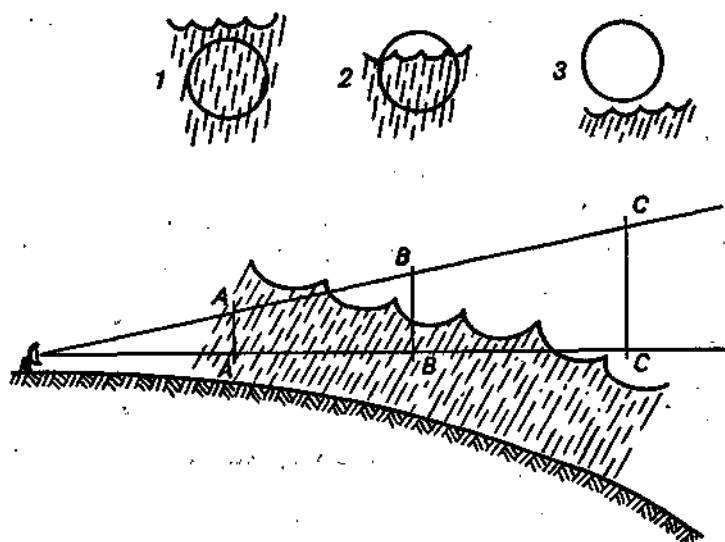


Рис. 155. Влияние удаления облаков и осадков на мощность импульса.

1 — сечение луча, заполненного отражающими частицами, 2 — частичное заполнение сечения луча, 3 — пространство свободно от частиц.

Как это видно из рис. 155, при значительном удалении облаков и зоны осадков от радиолокатора мощность отраженного сигнала уменьшится, поскольку зондирующий импульс захватывает только их верхнюю часть и при последующем их удалении проходит по верхней границе. Таким образом, мощность отраженного сигнала может быть меньше или равна мощности, определяемой по формуле (10). Для учета степени заполнения луча элементами облаков или осадков правую часть выражения (10) следует умножить на некоторый коэффициент, характеризующий степень заполнения электромагнитного луча, направленного от радиолокатора.

Коэффициент заполнения равен отношению площади поперечного сечения луча, заполненного осадками, к общей площади его сечения, а численно

$$K_z = \frac{1}{2\pi} (\alpha - \sin \alpha), \quad (16)$$

где

$$\alpha = 2 \arccos \frac{\theta R + 2h - 2H}{\theta R}.$$

Здесь H — высота верхней границы отражающей зоны облаков или осадков, h — высота нижней границы электромагнитного луча над поверхностью земли.

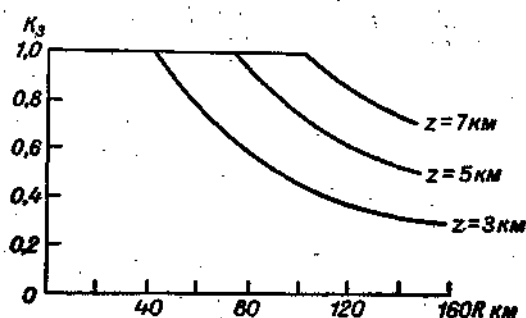


Рис. 156. Зависимость коэффициента заполнения от дальности ($\theta = 3^\circ$).

На рис. 156 приведена зависимость K_z от дальности R для $\theta = 3^\circ$ и вертикальной протяженности отражающей зоны осадков. Этот рисунок показывает степень уменьшения мощности принятого сигнала от зоны осадков за счет различной степени заполнения радиолуча. Например, для зоны осадков вертикальной протяженностью 5 км, расположенной на удалении 120 км, принятая мощность сигнала уменьшается до 60%.

Полнота обнаружений зон осадков зависит также от интенсивности осадков. С увеличением дальности требуется все большая интенсивность зон осадков для возможности обнаружения их.

Как показал В. Г. Бурлов, можно обнаружить все ливневые зоны осадков только в радиусе 10 км, на удалении 50 км можно обнаружить в среднем только 15%, а на удалении, равном 100 км, только около 1% наблюдающихся в действительности на этом расстоянии ливней. Таким образом, по мере удаления от радиолокационной станции уменьшается вероятность «улавливания» действительно существующих очагов ливней и гроз.

2. Роль ослабления за счет поглощения электромагнитной энергии. Распространение ультракоротких радиоволн в атмосфере сопровождается частичным поглощением их. Поглощение может происходить не только элементами облаков или осадков, но и молекулами некоторых газов, входящих в состав атмосферного воздуха. Ослабление за счет поглощения для случая плоских волн описывается выражением

$$P_r = P_1 e^{-2qR}, \quad (17)$$

где q — коэффициент поглощения, а R — расстояние от передатчика радиолокатора.

Коэффициент поглощения q в общем обратно пропорционален длине волны λ и диэлектрической проницаемости ϵ . Зависимость q для ультракоротких радиоволн от интенсивности осадков при полном заполнении электромагнитного луча определяется в среднем приближенной формулой

$$q = kR_g, \quad (18)$$

где R_g — интенсивность осадков в мм/час, а k — коэффициент, зависящий от длины волны и температуры воздуха.

Характер этой зависимости виден на рис. 157, на котором приведены кривые q для осадков разной интенсивности и для различных длин волн. Эти кривые относятся к случаям, когда температура воздуха равна 18° . Для получения численного значения коэффициента поглощения при температурах, отличных от $+18^\circ$, необходимо значения, снятые с рис. 157, умножить на поправочный множитель (температурный коэффициент), приведенный в табл. 29.

На рис. 157 видно, что ослабление в осадках радиоволн длиной 10 см пренебрежимо мало, а радиоволн длиной от 10 до 3 см существенно только при очень интенсивных осадках. Ослабление

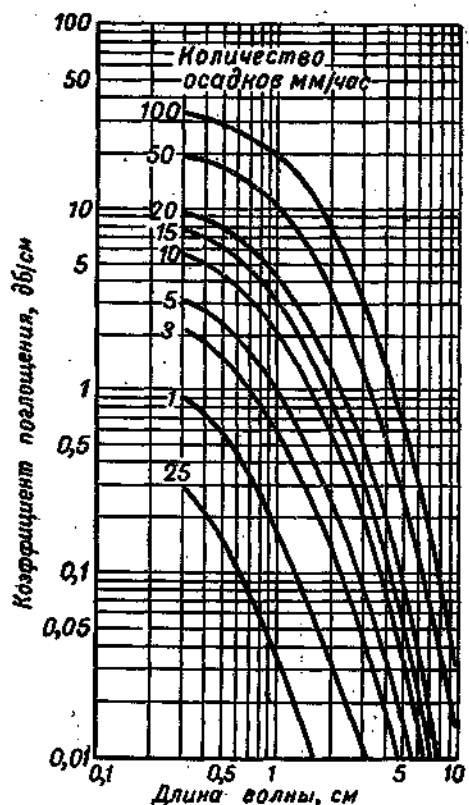


Рис. 157. Зависимость коэффициента поглощения в дожде от его интенсивности и длины волны ($T=18^\circ$).

меньших длин волн существенно, особенно при $\lambda < 1$ см, не только в умеренных, но и в сравнительно слабых осадках.

Интенсивность ливневых осадков составляет 30—60 мм/час. Осадки большей интенсивности представляют собой уже сильный ливень. Но чем больше интенсивность ливня, тем меньше и его продолжительность. Э. Ю. Берг из данных многолетних наблюдений в средней полосе Европейской территории СССР установил следующую зависимость между продолжительностью и максимальной интенсивностью летних грозовых ливней:

Δt мин.	5	15	30	60	120
R_g мм/час	210	120	90	60	39,6
L км	1,67	5	10	20	40

Таблица 29

Температурные коэффициенты k

Интенсивность осадков, мм/час	λ см	Температура, град.				
		0	10	18	30	40
0,25	0,5	0,85	0,95	1,00	1,02	0,99
	1,25	0,95	1,00	1,00	0,90	0,81
	3,2	1,21	1,10	1,00	0,79	0,55
	10,0	2,01	1,40	1,00	0,70	0,59
2,5	0,5	0,87	0,95	1,00	1,03	1,01
	1,25	0,85	0,99	1,00	0,92	0,80
	3,2	0,82	1,01	1,00	0,82	0,64
	10,0	2,02	1,40	1,00	0,70	0,59
12,5	0,5	0,90	0,96	1,00	1,02	1,00
	1,25	0,83	0,96	1,00	0,93	0,81
	3,2	0,64	0,88	1,00	0,90	0,70
	10,0	2,03	1,40	1,00	0,70	0,59
50	0,5	0,94	0,98	1,00	1,01	1,00
	1,25	0,84	0,95	1,00	0,95	0,83
	3,2	0,62	0,87	1,00	0,99	0,81
	10,0	2,01	1,40	1,00	0,70	0,58
150	0,5	0,96	0,98	1,00	1,01	1,00
	1,25	0,86	0,96	1,00	0,97	0,87
	3,2	0,66	0,88	1,00	1,03	0,89
	10,0	2,00	1,40	1,00	0,70	0,58

Ширину зоны таких ливней L можно оценить, если предположить, что в среднем ливень перемещается со скоростью, скажем, 20 км/час. Величина L , приведенная в этой таблице, получена на основании указанных соображений.

Если считать, что допустимое общее ослабление сигнала в осадках в зависимости от длины волны и интенсивности осадков равно 10 дБ, то легко рассчитать ширину зоны осадков в километрах, при которой достигается это ослабление. Результаты расчета приведены в табл. 30.

Таблица 30

R_g мм/час	λ см		
	10	3,2	0,9
5	6600	164	9,1
10	3300	66	4,5
50	660	47	0,9
100	330	3,2	0,4
200	166	1,3	0,2
300	111	0,8	0,15

Сопоставление данных двух последних таблиц показывает, что указанное ослабление сигнала за счет поглощения в осадках ливневого характера мало для волн длиной 10 см. Для волны длиной 3,2 см оно уже существенно при интенсивности осадков, превышающей 50 мм/час. Что касается миллиметровых радиоволн, то, как видим, в ливневых осадках сигнал настолько ослабевает, что они не могут быть использованы для обнаружения дальних частей ливней.

При граде ослабление значительно меньше, чем при дожде. Однако это справедливо только в том случае, если градины не покрыты пленкой воды, образующейся при их таянии. Для учета влияния «сухого» града на поглощение радиоволн можно воспользоваться уравнением (18), но R_g в этом случае характеризует интенсивность осадков в мм/час, получаемую после таяния градин. Значение k для града при температуре 0° приведено в табл. 31.

Таблица 31

Значения коэффициента k для града при 0°

Диаметр градин, см	λ см		
	1	3	10
0,25	$2,7 \cdot 10^{-2}$	$3,7 \cdot 10^{-4}$	$2,2 \cdot 10^{-5}$
0,50	$1,1 \cdot 10^{-1}$	$1,5 \cdot 10^{-3}$	$2,7 \cdot 10^{-5}$
1,00	$7,3 \cdot 10^{-2}$	$8,6 \cdot 10^{-3}$	$7,5 \cdot 10^{-5}$
1,50	$2,8 \cdot 10^{-2}$	$1,7 \cdot 10^{-2}$	$1,8 \cdot 10^{-4}$
2,00	$1,0 \cdot 10^{-2}$	$1,7 \cdot 10^{-2}$	$3,6 \cdot 10^{-4}$

Если капля дождя и града имеет одинаковый диаметр, например, равный 0,3 см, то отношение коэффициента ослабления q_1 для града к коэффициенту ослабления q_2 для дождя в зависимости от длины волны равно

λ , см	10	3	1
$\frac{q_1}{q_2}$	0,08	0,01	0,1

Рассмотрим теперь характер ослабления ультракоротких радиоволн благодаря поглощению в облаках и туманах. Коэффициент поглощения для длин волн от 0,5 до 10 см с точностью до 5% описывается эмпирической формулой

$$q = 0,483 \frac{W}{\lambda^2} \partial \delta / \text{км}, \quad (19)$$

где W — водность облаков или туманов в г/м³.

Для большинства типов облаков водность меньше 0,5 г/м³. Исследования, проведенные В. Е. Минервиным, И. П. Мазиным и др., показали, что в слоисто-кучевых облаках при положительных температурах водность в 75% случаев меньше 0,5 г/м³, а в слоисто-дождевых — в 80%; при отрицательных температурах соответственно в 95 и в 92,5%, но уже при температурах ниже —20° — в 99% случаев. При температурах от —20 до +10° наиболее вероятно, что водность в слоисто-кучевых облаках лежит в пределах 0,05—0,15 г/м³, а в слоисто-дождевых — в пределах 0,1—0,3 г/м³. В кучевых и мощно-кучевых облаках водность существенно больше; она может достигать 1—2 г/м³.

Менее исследована водность туманов. Так как практически не всегда имеются данные о водности туманов, то выражение (19) целесообразно несколько преобразовать путем замены величины водности W значением предельной дальности видимости D с учетом того, что по экспериментальным данным

$$W = 3D^{-4,3}. \quad (20)$$

Подставляя значение W из (20) в (19), получим, что

$$q = 1,449 \frac{D^{-4,3}}{\lambda^2} \partial \delta / \text{км}. \quad (21)$$

На рис. 158 приведена зависимость коэффициента поглощения туманов от предельной дальности видимости и длины волны, если температура равна 18°. Значения температурного коэффициента приведены в табл. 32.

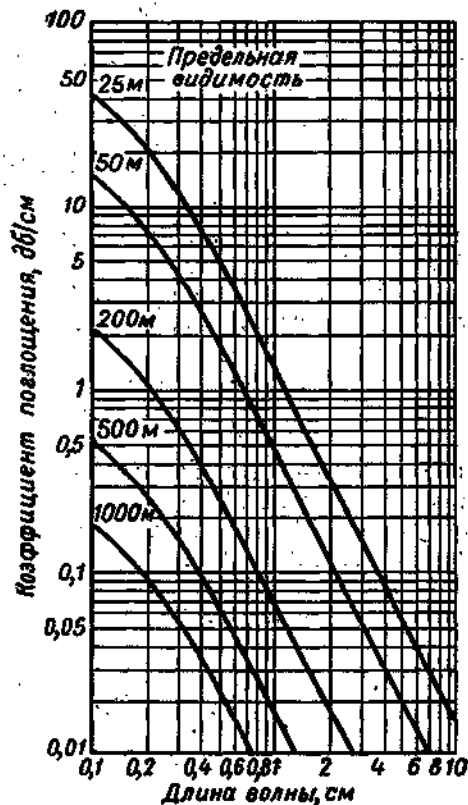
На рис. 158 видно, что ослабление в туманах наиболее существенно для радиоволн, длина которых меньше 1 см. Для больших длин волн ослабление в облаках пренебрежимо мало.

Таблица 32

Значения температурного коэффициента для туманов

λ см	Температура, град.					
	0	10	18	20	30	40
0,5	1,59	1,20	1,00	0,95	0,73	0,59
1,25	1,93	1,29	1,00	0,95	0,73	0,57
3,2	1,98	1,30	1,00	0,95	0,70	0,56
10,0	2,00	1,25	1,00	0,95	0,67	0,59

Рассмотрим в заключение характер ослабления ультракоротких радиоволн в газах. Главными составляющими атмосферного воздуха, которые вызывают ослабление радиоволн, являются кислород и водяные пары. Зависимость коэффициента поглощения радиоволн для кислорода и водяного пара от длины волны приведена на рис. 159. На этом рисунке видно, что поглощение кислородом и водяным паром имеет спектральный характер, максимум поглощения кислородом наблюдается при λ от 0,25 до 0,50 см, а водяным паром — при $\lambda = 0,18$ и $\lambda = 1,25$ см. Поэтому радиолокационные станции миллиметрового диапазона волн могут быть использованы с большой предосторожностью; при всех условиях не следует использовать те волны, которые попадают в полосы максимального поглощения водяным паром и кислородом. Этим, а также относительно слабым поглощением в осадках определяются те преимущества, которые можно получить, если радиолокационное обнаружение облаков и осадков проводить на волнах сантиметрового диапазона ($\lambda > 3$ см).

Рис. 158. Зависимость коэффициента поглощения от длины волны для туманов и различной оптической видимости ($T=18^\circ$).

Хотя поглощение облаками и осадками электромагнитной энергии зондирующего и отраженного импульсов на сантиметровых волнах ($\lambda \geq 3$ см) и не очень велико, оно все же приводит к тому, что изображение облаков и осадков на экране электронно-лучевой трубки не полностью соответствует истинным контурам облаков и зон осадков, имеющих в атмосфере в момент радиолокационного наблюдения. Рассмотрим характер искажений, связанных с явлением поглощения радиоволн.

Мощность импульса, отраженного от области осадков, можно описать уравнением, которое вытекает из (10) и (13),

$$P_r = k R^{-2} R_g^{1.6}(x), \quad (22)$$

где $R_g(x)$ — интенсивность осадков, R — расстояние, а k — постоянная затухания электромагнитного луча.

Величину k можно определить из формулы

$$k = 10 \lg \frac{P_a}{P_b}, \quad (23)$$

где P_a — мощность в начале пути распространения, а P_b — мощность на входе приемника после отражения.

Так как затухание претерпевает и зондирующий и отраженный импульсы только внутри зоны осадков, то

$$k = 10 \lg \frac{P_r}{P_{ra}} = 2k_1 \int_0^x R_g(x) dx, \quad (24)$$

где $R_g(x)$ — функция распределения интенсивности осадков в направлении R , P_r — мощность отраженного сигнала без учета затухания, P_{ra} — мощность с учетом затухания, k_1 — затухание на расстоянии $x=1$ км при интенсивности осадков $R_g = 1$ мм/час.

Из уравнения (24) следует, что

$$P_{ra} = P_r \cdot 10^{-0,2k_1 \int_0^x R_g(x) dx}, \quad (25)$$

а с учетом выражения (22) получаем

$$P_{ra} = c_1 R_g^{1.6}(x) [x + R]^2 10^{-0,2k_1 \int_0^x R_g(x) dx}, \quad (26)$$

где c_1 — определяется параметрами радиолокатора.

Обозначим отношение мощности ослабленного сигнала P_{ra} к минимальной величине мощности отраженного сигнала $P_{r \text{ мин}}$, который еще может быть обнаружен радиолокатором, через η . Очевидно, что $P_{r \text{ мин}}$ определяется параметрами прием-

ника, антенной системы и индикатора радиолокатора и для каждого типа радиолокатора является величиной постоянной. Естественно, что в тех случаях, когда $\eta < 1$, изображение на экране электронно-лучевой трубки будет исчезать, и границы возможного изображения определяются условием $\eta = 1$. В этом случае изображение на экране сливается с шумами и соответствует условиям обнаружения очень слабых осадков.

Разделив обе части уравнения (26) на величину $P_{г\text{ мин}}$, получим, что

$$\eta = c_2 R_g^{1,6}(x) [x + R]^2 10^{-0,2k_1 \int_0^x R_g(x) dx} \quad (27)$$

Приведенное уравнение может быть использовано для расчета контура изображений зон осадков на экране электронно-лучевой трубки. Для этого достаточно, как уже указывалось, предположить, что $\eta = 1$.

Анализ выражения (27) показывает, что благодаря поглощению электромагнитной энергии элементами осадков изображение зон осадков на экране не отображает действительной формы и площади сечения этих зон. Искажающее влияние тем больше, чем меньше длина волны, на которой работает радиолокатор.

На рис. 160 приведено изображение зоны осадков с равномерной интенсивностью, рассчитанное В. В. Костаревым в зависимости от удаления от радиолокатора, работающего на волне $\lambda = 3$ см. На рисунке видно, что передний край зоны осадков изображается на экране

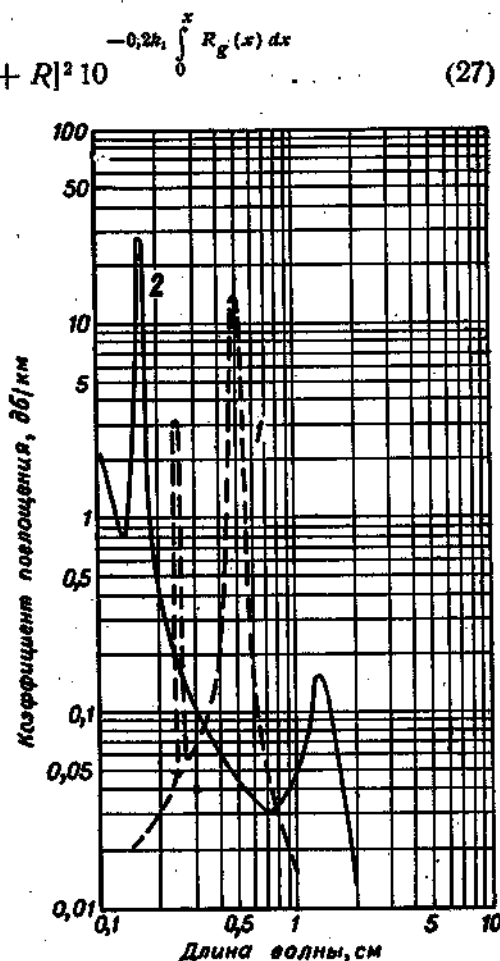


Рис. 159. Зависимость коэффициента поглощения для кислорода (1) и водяного пара (2) ($q = 8 \text{ г/м}^3$) от длины волны; $T = 20^\circ$, $p = 760 \text{ мм рт. ст.}$

практически без искажений. По мере приближения зоны осадков к месту расположения радиолокатора постепенно появляются все новые участки зоны осадков, но истинных очертаний зоны на экране еще нет. Только с определенного расстояния от радиолокатора наиболее удаленная часть зоны осадков будет обнаружена и, несмотря на затухание луча благодаря поглощению, изображение на экране будет соответствовать реально существующему сечению зоны осадков. При неравномерном распределении интенсивности осадков в зоне искажение изображения имеет более сложный характер.

Расчеты также показали, что уменьшение мощности зондирующего импульса и чувствительности приемника радиолокатора

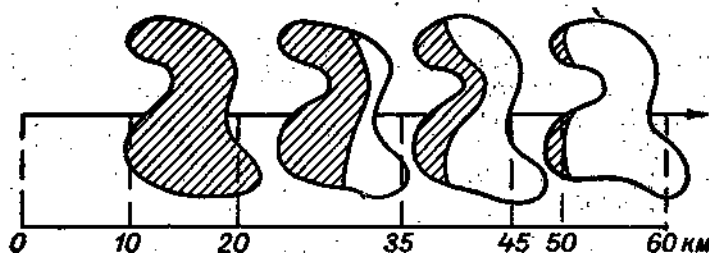


Рис. 160. Зависимость характера изображения зоны осадков на экране радиолокатора от удаления от радиолокатора.

увеличивает искажение, которое возрастает с увеличением расстояния до зоны осадков. Из рис. 160 видно, что искажение изображения сводится к искажению формы и площади сечения реальной зоны осадков, а это в свою очередь приводит к изменению положения центра тяжести изображения зоны осадков и, следовательно, к искажению скорости и направления перемещения последней.

Наиболее сильно сказывается влияние поглощения электромагнитной энергии зондирующего и отраженного импульсов, если осадки достаточно интенсивны и имеют большую протяженность в радиальном направлении.

Заметим, что для учета степени заполнения радиолуча элементами облаков и осадков необходимо правую часть выражения (27) умножить на коэффициент заполнения k_s . С учетом этого поправочного множителя выражение (27) может быть использовано для расчета предельной дальности обнаружения осадков различной интенсивности.

Полагая $\eta = 1$, а $k = 0$, так как для практических целей достаточно обнаружить переднюю часть зоны осадков, выражение (27) после логарифмирования можно записать в виде

$$2 \lg R = \lg c_1 + 1,6 \lg R_e + \lg k_s. \quad (28)$$

Зная значение c_1 и k_s и задаваясь различными значениями R_g в мм/час, можно определить величину предельного расстояния R в километрах обнаружения осадков. Зависимость R от R_g , полученная В. Д. Степаненко, представлена на рис. 161. На этом рисунке, например, видно, что зоны осадков с интенсивностью 20 мм/час будут обнаруживаться на расстояниях, не превышающих 60 км. Для больших удалений для этих осадков $\eta < 1$.

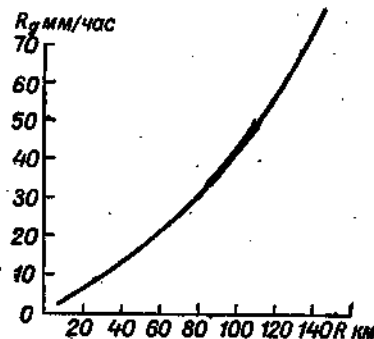


Рис. 161. Зависимость предельного расстояния обнаружения осадков радиолокатором от интенсивности дождя (по В. Д. Степаненко).

3. Влияние протяженности зондирующего импульса и ширины диаграммы направленности. С величиной h и Θ связана точность определения пространственных характеристик зон облаков и осадков. Действительно, как это следует из рис. 162, границы зоны осадков оказываются расширенными в радиальном направлении на величину, пропорциональную протяженности зондирующего импульса. Это объясняется тем, что отраженный сигнал возникает

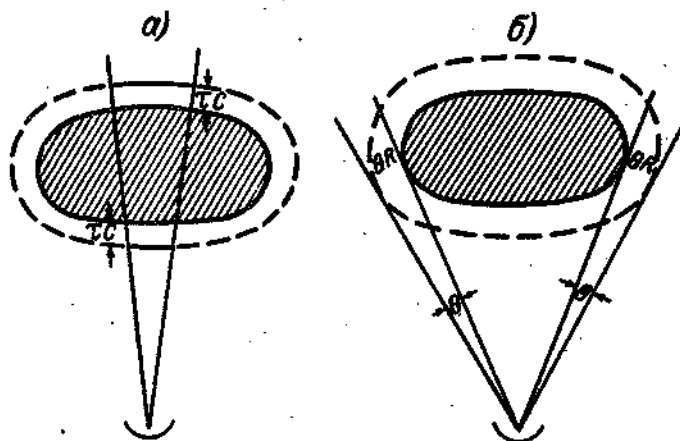


Рис. 162. Искажение действительной формы осадков, обусловленное величиной $h = ct$ (а) и величиной Θ (б).

на экране электронно-лучевой трубки в момент соприкосновения переднего фронта импульса с зоной осадков, а затем он увеличивается до наибольшего значения при полном вхождении импульса в зону. При выходе импульса из зоны осадков сигнал исчезает лишь тогда, когда задний фронт

импульса оказывается вне зоны осадков. В связи с этим протяженность зоны осадков, изображаемая на экране, оказывается завышенной в радиальном направлении на удвоенную величину протяженности импульса. Если же отмечать края зоны по максимуму интенсивности сигнала, то она будет, наоборот, занижена на величину $2h$.

Искажение размеров зоны происходит не только в радиальном, но и в поперечном направлении; оно пропорционально $R\theta$, где R — расстояние от зоны осадков до радиолокатора. Поэтому для радиолокационных наблюдений необходимо иметь радиолокатор с возможно более острой диаграммой направленности. Это обстоятельство также существенно в связи с тем, что с увеличением θ уменьшается выигрыш антенны.

Что касается длительности импульса, то следует учесть, что его укорочение, хотя и повышает точность изображения на экране электронно-лучевой трубки, уменьшает дальность обнаружения. Применение радиолокаторов, имеющих устройство для изменения длительности импульса, дает возможность повысить точность наблюдений путем использования малых h для тех случаев, когда зоны осадков расположены на малом удалении.

4. Искажения, связанные с явлением рефракции. Электромагнитные волны, излучаемые антенной радиолокатора, распространяясь в атмосфере, испытывают рефракцию, благодаря которой происходит искривление их траектории. Характер и степень искривления траектории определяются главным образом вертикальным градиентом коэффициента преломления атмосферы для радиоволн, зависящего от распределения по высоте давления, температуры и особенно влажности воздуха. Чтобы траектория электромагнитного луча оказалась вогнутой к земле, необходимо резкое возрастание температуры воздуха с высотой или резкое убывание удельной влажности воздуха. Критическое значение вертикального градиента температуры (при постоянной удельной влажности), при котором это явление наблюдается, равно $+0,087^\circ/\text{м}$, а градиента удельной влажности (при постоянной температуре) — $0,015 \text{ г/кг} \cdot \text{м}$. Такие градиенты очень часто наблюдаются в приземном слое воздуха.

Для получения больших дальностей обнаружения осадков радиолокаторы очень часто работают при малых углах места. Так как ширина диаграммы направленности в вертикальной плоскости у них велика, то часть энергии зондирующего импульса будет концентрироваться в зоне с углом места $\delta \leq 0,5^\circ$, и при указанных метеорологических условиях должно наблюдаться аномальное распространение радиоволн, приводящее к увеличению дальности радиолокационного обнаружения. Благодаря этому на экране индикатора могут появиться наряду с изображениями дальних очагов осадков местные предметы, не наблюдаемые при нормальном распространении радиоволн и маскирующие очаги

осадков. Но так как местные предметы дают на экране, как мы знаем, неподвижное изображение, то небольшое увеличение угла наклона антенны радиолокатора может помочь устранить эти паразитные сигналы и получить почти чистое изображение удаленных очагов осадков.

5. **Искажения, связанные с явлением вторичной развертки.** На экране электронно-лучевой трубки иногда обнаруживаются ложные изображения зон осадков, расположенные в области, близкой к изображениям местных предметов. Эти ложные изображения вызываются отраженными сигналами от очень интенсивных осадков, имеющих большую вертикальную мощность и расположенных за пределами расчетной дальности обнаружения радиолокатора. Время пробега отраженных сигналов от таких зон превышает промежуток времени между двумя сосед-

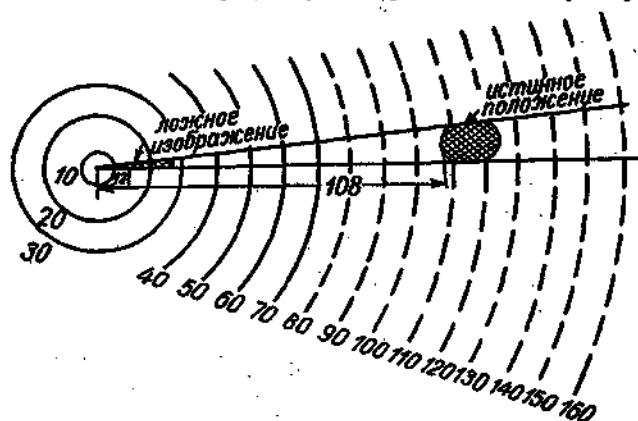


Рис. 163. Ложные изображения на экране кругового обзора.

ними зондирующими импульсами радиолокатора. Поэтому отраженный импульс попадает на вход приемника радиолокатора после излучения им следующего зондирующего импульса и совпадает с отраженным импульсом от близко расположенных местных предметов. Дальность зон осадков оказывается совершенно искаженной и форма изображений не соответствует истинным очертаниям столь удаленной зоны осадков.

Отличительными особенностями таких ложных изображений на экране кругового обзора является, во-первых, их вытянутость в радиальном направлении (рис. 163) и, во-вторых, то обстоятельство, что высота вершин этих изображений столь мала, что она практически не может быть измерена.

6. **Точность радиолокационного определения высоты границ облачных слоев.** Точность определения высоты границ облачных слоев определяется не только техническими данными радиолокатора, но и характером спектра капель в облачном слое. Как

мы уже знаем, средние радиусы капель облаков равны 0,007—0,010 мм, а их концентрация составляет примерно 10^3 — 10^4 капель в 1 м^3 . Отражаемость z облаков, зависящая от их водности, находится в пределах 10^{-5} — $10^{-3} \text{ мм}^6/\text{м}^3$.

В облаках могут наблюдаться в определенных количествах крупные капли с радиусом, большим 0,040—0,050 мм, которые по существу уже являются каплями осадков. Так как отражаемость пропорциональна шестой степени радиуса капель, то вклад частиц малых размеров, составляющих облако, мал по сравнению с вкладом капель осадков. В табл. 33 приведена расчетная величина z в зависимости от числа и размеров крупных капель, содержащихся в 1 м^3 .

Таблица 33

Отражаемость $z \text{ мм}^6/\text{м}^3$ крупных частиц в зависимости от их радиуса и концентрации

Количество капель в 1 м^3	r мм			
	0,050	0,100	0,200	0,300
1	$1,6 \cdot 10^{-8}$	$1,0 \cdot 10^{-6}$	$6,4 \cdot 10^{-5}$	$7,3 \cdot 10^{-4}$
10	$1,6 \cdot 10^{-7}$	$1,0 \cdot 10^{-5}$	$6,4 \cdot 10^{-4}$	$7,3 \cdot 10^{-3}$
50	$8,0 \cdot 10^{-7}$	$5,0 \cdot 10^{-5}$	$3,2 \cdot 10^{-3}$	$3,7 \cdot 10^{-2}$
100	$1,6 \cdot 10^{-6}$	$1,0 \cdot 10^{-4}$	$6,4 \cdot 10^{-3}$	$7,3 \cdot 10^{-2}$
200	$3,2 \cdot 10^{-6}$	$2,0 \cdot 10^{-4}$	$1,3 \cdot 10^{-2}$	$1,5 \cdot 10^{-1}$
300	$4,8 \cdot 10^{-6}$	$3,0 \cdot 10^{-4}$	$1,9 \cdot 10^{-2}$	$2,2 \cdot 10^{-1}$

Из этой таблицы видно, что вкрапление даже одной капли радиусом 0,200—0,300 мм на 1 м^3 облака дает отражаемость по величине такую же, как и отражаемость всей совокупности облачных капель в этом объеме. Почти такой же эффект дают 50—100 капель в 1 м^3 с радиусом в 0,100 мм.

Капли осадков могут выбрасываться вертикальными токами из облачного слоя вверх или, выпадая из облака, образовывать полосы падения, которые благодаря их малой концентрации не всегда видны на глаз, но хорошо обнаруживаются радиолокатором. Такие невидимые на глаз выбросы капель вверх или полосы падения могут маскировать на экране радиолокатора границы облачного слоя. Поэтому высота верхней границы облачного слоя по данным радиолокатора может оказаться выше, а нижней границы — ниже, чем в действительности. На экране радиолокатора могут наблюдаться случаи, когда облако как будто достигает даже поверхности земли. Это является результатом наличия между облаком и землей падающих в небольших количествах крупных капель осадков.

Так как выброс из облака вверх крупных капель (осадков) может иметь место только при наличии в верхней части облака сильных вертикальных токов, что наблюдается в атмосфере не

очень часто, то погрешность в определении высоты верхней границы облаков с помощью радиолокатора чаще всего сравнительно мала.

Погрешность в определении высоты нижней границы облаков с помощью радиолокатора бывает значительной; она определяется толщиной слоя под облаком, в котором могут сохраниться выпавшие из облака даже в небольшом количестве капли осадков. Этих недостатков лишены наблюдения с помощью светолокатора, используемого для определения высоты нижней границы облаков и работающего на волнах в видимом участке спектра. Это объясняется тем, что длина световых волн во много раз меньше размеров капель облаков и осадков и отражаемость в этом случае пропорциональна не шестой, а второй степени радиуса частиц. Для этих длин волн, как показывает элементарный расчет, отражаемость относительно небольшого количества капель осадков, которые могут оказаться под облаком, столь мала по сравнению с отражаемостью облака, что она не может маскировать на экране светолокатора нижнюю границу облачного слоя.

§ 5. Радиолокационное определение водности облаков

С помощью радиолокатора, работающего на сантиметровых или миллиметровых волнах, можно измерить среднюю водность капельножидких облаков, т. е. содержание капельножидкой воды в единице объема (1 м^3) облака.

Если воспользоваться радиолокатором, позволяющим обнаруживать облака, луч которого направлен по вертикали вверх, то принимаемая мощность сигнала, отраженного от облака, проходящего на высоте H над антенной, равна

$$P_{ra} = \frac{cz}{H^2} 10^{-0,2k(\lambda) \overline{W} (H-H_0)}, \quad (29)$$

где $k(\lambda)$ — коэффициент поглощения в дБ, $\overline{W}$ — средняя водность в слое облака $H-H_0$, c — параметр радиолокатора, z — отражаемость от единицы объема облака.

Измерение водности однородного облака упрощается, если принимать отражение $P_{1,ra}$ и $P_{2,ra}$ от двух высот H_1 и H_2 в облаке. Логарифм отношения $P_{1,ra}$ и $P_{2,ra}$ равен

$$\lg \left(\frac{P_{1,ra}}{P_{2,ra}} \right) = \lg \left(\frac{H_2}{H_1} \right)^2 - 0,2k(\lambda) \overline{W} (H_2 - H_1). \quad (30)$$

Из (30) можно определить водность однородного облака в слое $H_2 - H_1$

$$\overline{W} = \frac{\lg \left(\frac{H_2}{H_1} \right)^2 - \lg \left(\frac{P_{1,ra}}{P_{2,ra}} \right)}{0,2k(\lambda) (H_2 - H_1)}. \quad (31)$$

Для измерения $P_{1,ra}$ необходимо приемник радиолокатора включать на короткий интервал времени в промежутке между посылкой зондирующих импульсов. Изменяя задержку момента включения приемника, можно получить отраженный сигнал от любой части облака, расположенной в пределах электромагнитного луча. Точность измерения мощности сигналов, отражаемых облаком, должна быть достаточно высокой (не меньше 0,1 дБ).

§ 6. Радиолокационные измерения турбулентных движений в облаках

Радиолокационные наблюдения, использующие безынерционную регистрацию амплитуд каждого зондирующего импульсов, отраженных от различных частей облака, позволяют установить связь между флуктуациями этих амплитуд и средним квадратом скорости неупорядоченных движений частиц облака.

Принцип метода радиолокационного определения турбулентных движений в облаках, разработанного в Центральной аэрологической обсерватории, состоит в следующем. Частицы облака, оказавшиеся в пределах электромагнитного луча, направленного в облако, рассеивают радиоволны и создают отраженный сигнал, продолжительность которого пропорциональна длине пути распространения зондирующего импульса в облаке. Во время наблюдений в облаке выделяется некоторый небольшой объем, ограниченный шириной зондирующего луча Θ и длительностью включения приемника радиолокатора в промежутке между посылкой зондирующих импульсов. За время между последовательными зондирующими импульсами изменяется взаимное расположение частиц в выделенном объеме облака, благодаря чему изменяются фазовые соотношения в отраженном сигнале, а вместе с этим также его величина на входе приемника радиолокатора.

Зарегистрировав изменения амплитуд отраженных импульсов, можно определить среднеквадратичную и максимальную скорость турбулентных движений частиц облака или воздуха в объеме облака, полагая, что облачные элементы увлекаются турбулентными движениями воздуха.

При расчете зависимости флуктуации амплитуд отраженных импульсов от турбулентных движений в облаке предполагается, что скорости неупорядоченного движения распределены по закону Гаусса. Для такого распределения скоростей среднеквадратичная скорость частиц облака равна

$$\sigma_{v'} = \sqrt{\overline{(v')^2}} = \frac{\lambda \bar{A} |A_n - A_{n-1}|}{4\pi \Delta t \sqrt{a_0^2 w_0 + 2w_0^2}}, \quad (32)$$

где Δt — период частоты следования сигналов, $\bar{A}$ — средняя амплитуда сигнала, A_n и A_{n-1} — два последовательных значе-

ния амплитуды сигнала, w_0 — полусумма квадратов случайных амплитуд, a_0 — амплитуда сигнала частиц, не смещающихся по направлению распространения зондирующего импульса.

Величины a_0 и w_0 определяются из следующих выражений:

$$a_0 = \sqrt{2A_n^2 - (\bar{A})^2}, \quad (33)$$

$$w_0 = \bar{A}_n^2 - (\bar{A})^2. \quad (34)$$

Для поимпульсной регистрации отраженных сигналов приемник радиолокатора сантиметрового диапазона снабжается специальной приставкой, выполненной по схеме накопителя, предназначенного для приема слабых сигналов, действие которой синхронизировано с работой передатчика радиолокатора.

Грубая оценка значения скорости турбулентных движений может быть проведена, если учесть зависимость между частотой изменения огибающей последовательности принятых импульсов F и случайной скоростью движения v' :

$$v' = \frac{F\lambda}{2}. \quad (35)$$

Так как частота F равна числу максимумов огибающей последовательности импульсов в секунду, а число максимумов n , зарегистрированных за промежуток времени Δt , равно $F\Delta t$, то

$$v' = \frac{n\lambda}{2\Delta t}. \quad (36)$$

Выбрав для подсчетов некоторое постоянное значение Δt , определение v' практически можно свести к подсчету числа резко выраженных максимумов n за время наблюдений и к умножению этой величины на постоянный множитель, равный $\frac{\lambda}{2\Delta t}$. Погрешность этого способа расчета пульсационной скорости по сравнению с расчетами по формуле (32) не превышает $\pm 30\%$.

Заметим, что описанный метод измерения турбулентных движений может быть применен для исследования турбулентности вне облаков, если в безоблачной атмосфере создать искусственное облако из диполей, размер которых определяется длиной волны радиолокатора.

Глава VII

АЭРОЛОГИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ОБЛАКОВ

Изучение облаков представляет большой интерес не только для физики атмосферы, но и для удовлетворения различных запросов практики. Высота нижней границы облаков и толщина облачных слоев являются очень важными факторами, обуславливающими высоту и режим полета самолетов, возможность их посадки на аэродромах и т. п. Не менее важными являются структурные характеристики облаков, так как они определяют возможность выпадения осадков и вероятность обледенения самолетов. Сведения о высоте нижней и верхней границ облаков, о характере облачных элементов и их размерах необходимы также при разработке прогнозов развития облачности и выпадения осадков.

§ 1. Измерение высоты нижней границы облаков

Высота нижней границы облаков, как правило, резко меняется как во времени, так и в пространстве. Вследствие неровностей нижней границы облаков, особенно низкой слоистой облачности, результаты одновременных измерений в двух или нескольких сравнительно близко расположенных пунктах (в 5—10 км друг от друга) могут отличаться на несколько десятков метров. Положение нижней границы облаков зависит, с одной стороны, от хода процесса развития облачности, а с другой — от характера рельефа и подстилающей поверхности. Например, облака над лесом могут сливаться с верхушками деревьев, тогда как почти рядом над полем их высота может достигать 50—80 м над поверхностью земли.

Большое практическое значение имеют измерения высоты основания низких облаков (расположенных ниже 2000 м) при их значительном количестве (7—10 баллов).

Наиболее употребительным методом измерения высоты облаков является обычный шаропилотный. Необходимые изме-

рения можно проводить попутно с наблюдениями над ветром на высотах в подоблачном слое атмосферы. Можно также специально организовать упрощенные наблюдения за шарами-пилотами, которые проводятся без теодолита. Как при теодолитных, так и глазомерных наблюдениях отмечается время (с точностью до одной секунды), когда шар-пилот начинает туманиться в облаке, а также момент, когда шар окончательно скрывается в облаке. Высота облака определяется по моменту «туманится». Если за шаром-пилотом ведутся базисные теодолитные наблюдения, то высота нижней границы облака определяется по формулам (4) и (5) или (13) раздела Б гл. II, куда подставляются значения углов, отсчитанных в момент «туманится». При однопунктных теодолитных наблюдениях искомая высота получается умножением расчетной вертикальной скорости шара-пилота на время, протекшее от момента пуска шара до момента «туманится».

Если наблюдатель не мог заметить момент «туманится», то можно вычислить высоту облаков по моменту времени, когда шар-пилот скрылся в облаке. Получаемая при этом высота может быть на несколько десятков метров выше высоты облака, получаемой по моменту «туманится». При составлении сводных таблиц высоты нижней границы облаков это обстоятельство должно быть специально оговорено, в противном случае материалы наблюдений будут несравнимыми.

Базисные или однопунктные теодолитные шаропилотные наблюдения над высотой нижней границы облачности требуют длительной подготовки, сравнительно большого обслуживающего персонала, во всяком случае не менее двух-трех человек, а поэтому не всегда могут быть использованы, особенно в пунктах, где сведения о высоте облаков необходимо получать по нескольку раз в сутки и в короткие сроки. Поэтому широкое распространение получил бестеодолитный способ определения высоты нижней границы облаков. Сущность метода состоит в том, что резиновая оболочка № 10 или 20, наполненная водородом, выпускается в свободный полет, а наблюдатель, снабженный секундомером, визуально следит за вхождением шара в облако. Вертикальная скорость шара-пилота рассчитывается по формуле

$$W = 80,0 \frac{\sqrt{A}}{\sqrt[3]{A+B}} \text{ м/мин},$$

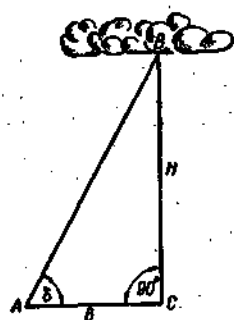
где B — вес оболочки, A — свободная подъемная сила.

Эта формула справедлива для значений $100 < W \leq 150 \text{ м/мин}$.

Относительная погрешность в определении высоты нижней границы облаков равна примерно 10%. Экспериментальные

исследования показали, что для наблюдений следует лучше всего использовать оболочки № 10 или 20 черного, красного, желтого или белого непрозрачного цвета. При облачности серого фона наблюдения следует проводить, применяя оболочки красного или черного цвета, а при темном фоне — желтого или белого цвета.

В ночные часы наблюдения проводятся с применением бумажного фонарика со свечой. Для определения высоты нижней границы облаков в темное время суток используется также прожекторный метод. Луч прожектора, направленный вверх, оставляет на облаке светлое пятно. Если луч направлен вертикально, то расстояние от прожектора до пятна на облаке есть



как раз высота нижней границы облака над поверхностью земли. Наблюдая за пятном с заданного удаления (базы) от прожектора при помощи простейшего угломерного прибора или аэрологического теодолита, можно определить значение угла места (вертикальный угол), под которым видно пятно. Высота облака H (рис. 164) найдется из решения треугольника по формуле

$$H = b \operatorname{tg} \delta,$$

Рис. 164. Схема определения высоты облаков потолочным прожектором.

где b — длина базы, измеренная с точностью до 1 м, а δ — угол места, отсчитанный с точностью до $0,1^\circ$.

Распространенной прожекторной установкой для измерения высоты нижней границы облаков является потолочный прожектор ПИ-45-1 с дистанционным управлением, позволяющим включать и выключать электрический ток, подаваемый к лампе прожектора. Установка состоит из прожектора, визира и кабеля для подводки питания. Электропитание прожектора осуществляется от сети переменного тока напряжением 127 или 220 в либо постоянным током от аккумуляторов 24 в.

Прожектор (рис. 165) представляет собой параболический стеклянный посеребренный рефлектор 1 диаметром 350 мм с фокусным расстоянием 200 мм. Он помещается на дно кожуха 3, укрепленного на тумбе. На верхнюю часть кожуха надевается рама, в которую вставлено плоское защитное стекло 6 толщиной 5—6 мм. Для защиты от возможных механических повреждений и загрязнений в промежутке между наблюдениями стекло закрывается сверху железной крышкой 7. Источником света служит лампа накаливания 2, дающая в прожекторе силу света до 500 000 международных свечей. Лампа, как это видно из рис. 165, вставляется в патрон 4 и 5, установлен-

ный так, что исключается необходимость перефокусировки в случаях ее замены. Прожектор с точно отфокусированной лампой дает яркий луч, резко очерченный по краям. Пятно на облаке в этом случае светлое и таких размеров, что при наблюдениях оно вмещается в поле визира. Для обеспечения установки вертикального положения луча в передней стенке кожуха прожектора имеется шаровой уровень. Для осуществления питания лампы от сети переменного тока 127 или 220 в прожектор снабжен двумя трансформаторами, которые помещены в тумбе. В ней размещены также реле-контактор, панель для присоединения кабеля и переключки для изменения электрической схемы в зависимости от источника питания.

Визир (рис. 166) представляет собой ломаную зрительную трубу 7, свободно вращающуюся вокруг своей горизонтальной оси. Он также устанавливается на особой тумбе 1. Наводка визирной трубы на световое пятно осуществляется кремальерой 4. Ее можно вращать от руки, если ослабить стопорный винт 5, находящийся на оборотной стороне лимба 6. Лимб вращается вместе с визирной трубой. Углы отсчитываются по лимбу против риски на указателе, который освещается 12-вольтовой лампочкой. При наводке визира на световое пятно лампочку 2 прикрывают затемнителем 3. Горизонтирование визира производится по уровню с помощью трех регулировочных винтов. В тумбе, на которой установлен визир, расположены выключатели, реостат и вольтметр. Визир, когда не производятся наблюдения, закрывается железным защитным колпаком.

Прожектор и визир устанавливаются на специальных фундаментах (как правило, бетонного типа) высотой 35—40 см для прожектора и 70—75 см для визира. Для установки прожектора в верхнее основание фундамента замуровываются четыре головки соединительных болтов, а для установки ви-

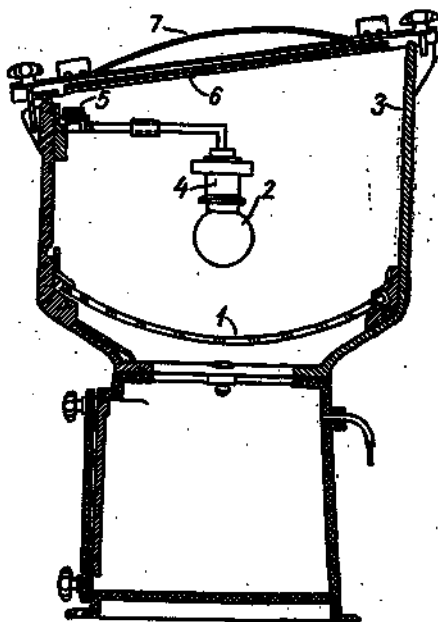


Рис. 165. Схема потолочного прожектора.

зира — шесть головок. Тумбу визира следует так устанавливать, чтобы перекрестье нитей визирной трубы было точно направлено на ось прожектора. Расстояние от визира до прожектора должно быть около 500 м, но не меньше 250 м. Желательно, чтобы они были установлены на одном уровне. Если это невозможно, то при определении высоты нижней границы облаков надо учитывать превышение прожектора относительно визира. Во время отсчета по визиру перекрестье его нитей должно быть подведено к центру светлого пятна на облаке.

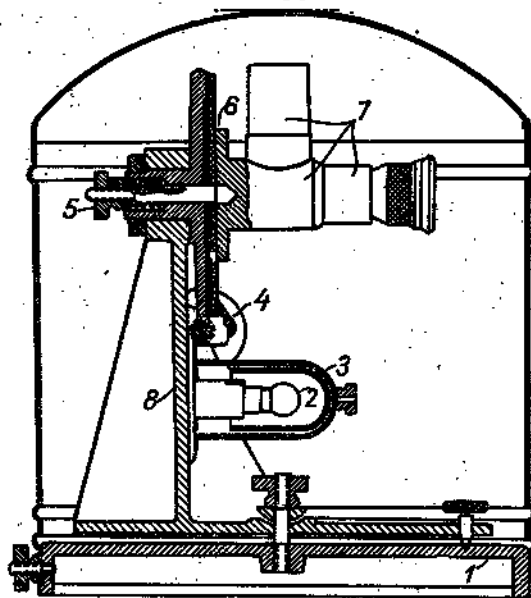


Рис. 166. Схема визира прожекторной установки.

В последнее время для определения высоты нижней границы облаков широко используются импульсные светолокаторы. Принцип действия этих установок основан на измерении времени прохождения световым импульсом расстояния от излучателя до нижней границы облаков и после отражения до приемного устройства, снабженного фотоэлементом.

Светолокатор состоит из двух небольших рефлекторов, метчика с электронно-лучевой трубкой и блока питания. В фокусе одного рефлектора установлена газоразрядная лампа с импульсным излучением, а в фокусе второго — фотоэлемент. Отраженный импульс, принятый фотоэлементом, просматривается на электронно-лучевой трубке, шкала которой отградуирована в метрах высоты облаков.

Рефлектор с импульсным излучателем и рефлектор с приемником импульсов устанавливаются на открытом месте на расстоянии 6—10 м друг от друга, а блок питания с отметчиком высоты — в помещении. Оси рефлекторов направлены вертикально вверх.

Светолокаторы могут быть снабжены устройством, автоматически записывающим через определенные промежутки времени (15—30 сек) высоту облаков.

Некоторые типы регистраторов высоты облаков используют импульсное излучение в видимом участке спектра, но для измерения служит не время прохождения луча от излучателя до облачного слоя и после отражения к приемнику, а угол, образуемый между отражаемым лучом и базой, т. е. линией, соединяющей рефлекторы. В этом случае излучение направлено строго по вертикали вверх, а рефлектор с фотоэлементом, раскачиваясь относительно своей горизонтальной оси, дает возможность по принятому лучу, отраженному от облачного слоя, определить вертикальный угол δ , образуемый базой и отраженным лучом. Так как база b является постоянной, то на регистраторе автоматически записывается высота облаков, проходящих над лучом, равная

$$H = b \operatorname{tg} \delta.$$

Наконец, высота нижней границы облаков определяется при самолетном зондировании атмосферы (см. § 9 гл. IV).

Описанные методы определения высоты нижней границы облаков основаны на принципе потери вертикальной (метод шаров-пилотов) либо горизонтальной (самолетный метод) видимости или появления «пятна» в луче прожектора, связанного с определенной плотностью облачного слоя. Сравнение результатов одновременных наблюдений за высотой одних и тех же облаков приводит, естественно, к существенным расхождениям. Экспериментальные исследования Е. Г. Зак и О. В. Марфенко показали, например, что потеря вертикальной и горизонтальной видимости существенно зависит от формы облаков, их высоты и степени освещенности. При этом вертикальная видимость подвержена более резким изменениям, чем горизонтальная. В среднем скачки соседних отсчетов высоты облаков могут достигать (в зависимости от формы и высоты облаков) 60—100 м.

На рис. 167 показана сравнительная средняя высота различных уровней потери видимости. Как видим, высота потери горизонтальной видимости (с борта самолета) является самой низкой отметкой высоты облачного слоя и, по мнению Э. Г. Зак, она должна быть принята в качестве основной и наиболее удобной при обслуживании авиации. Данные шаропилотных наблюдений должны приводиться к этому опорному

уровню. Однако в настоящее время еще отсутствуют статистические данные сравнительных наблюдений разными методами для различных типов облаков и условий видимости, достаточные для получения поправок на превышение данных по шаропилотным измерениям (как наиболее массовых) над самолетными.

Толщина облачных слоев и высота их верхней границы достаточно точно определяется во время самолетного зондирования атмосферы. Однако стоимость таких измерений сравнительно велика и они поэтому получили ограниченное применение.

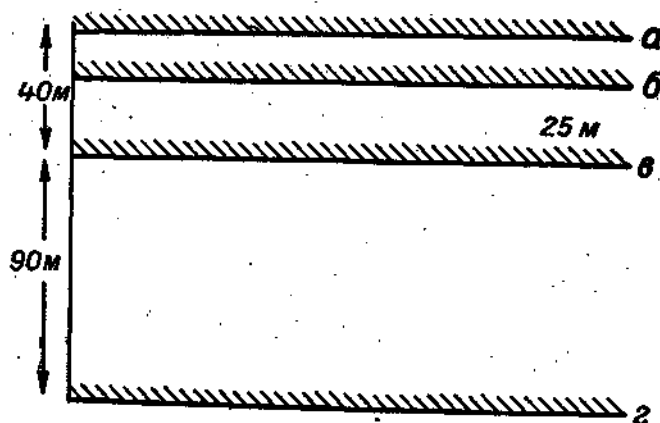


Рис. 167. Сравнительная высота различных уровней видимости в облаках (по Е. Г. Зак и О. В. Марфенко).
а — потеря вертикальной видимости, б — шар-пилот вошел в облако, в — шар-пилот туманится, г — потеря горизонта.

В течение многих лет в различных странах разрабатывались специальные приборы — облакомеры, поднимаемые на шарах-зондах, для измерения высоты нижней и верхней границ облаков. В облакомерах использовался принцип фотореле, либо метод проводника с гигроскопическим покрытием. В первом случае вход и выход прибора из облачного слоя определяется по степени освещенности фотоэлемента, во втором — по изменению сопротивления проводника, представляющего собой гигроскопическое вещество (хлористый литий и др.).

Погрешность измерений с помощью таких приборов оказалась настолько большой, что они не нашли практического применения. Погрешности облакомера с фотоэлементом связаны с тем, что в камеру прибора, где располагается фотоэлемент и источник света, проникает в переменных количествах естественный свет; возможно также запотевание линзы, формирующей пучок света, падающий на фотоэлемент. Все это может

приводить даже к ложным показаниям появления или исчезновения облаков. Что касается гигроскопических облакомеров, то они, как показали исследования, весьма чувствительны к изменениям влажности и температуры воздуха.

Наиболее перспективным является определение высоты границ облачных слоев с помощью радиолокационного зондирования, подробно описанного в гл. VI, в сочетании со светолокатором. Точность этого метода довольно высокая и она зависит от технических параметров радиолокационных станций.

§ 2. Методы измерения облачных элементов

Размеры облачных элементов могут быть определены непосредственным измерением или косвенным путем. К косвенным относятся оптические методы и методы определения размеров частиц по скорости их падения.

Непосредственные измерения облачных капель могут производиться путем кинофотографирования их во взвешенном состоянии. Фотографируется лишь ограниченный объем облака. Для получения распределения водяных капелек в облаке необходимо произвести большое количество снимков. Съемка производится аппаратом, имеющим увеличивающее приспособление с очень малой экспозицией, порядка $1/1000$ сек, с тем, чтобы исключить влияние падения капелек в фотографируемом объеме облака. Капли на таких фотоснимках видны как светлые более или менее размытые пятна.

Наиболее распространенным является метод улавливания капель на пластинку, покрытую слоем масла, с фотографированием их при помощи фотомикроскопа.

После обработки снимок проектируется на экран с сеткой, при помощи которой определяются размеры капель. При расчете учитывается увеличение фотомикроскопа и проекционной установки. Преимуществом этого метода является то, что облачные капли, оседая в слое масла, сохраняют свою форму и, обволакиваясь маслом, в течение длительного времени не испаряются. Наиболее сложным в этом методе является разработка способов осаждения капель на пластинки и подбор масла, чтобы капли не деформировались и быстро не испарялись.

На свободном аэростате улавливание капель производится с помощью специальной конической воронки, заключенной в цилиндрический кожух. Под круглым отверстием внутренней воронки на расстоянии 8—10 мм от него на направляющих полозках помещается предметное стекло, которое движется через боковую прорезь в стенке цилиндрического кожуха. Свободный конец воронки соединяется с ручным насосом с помощью резинового шланга. Скорость улавливания облачных капель колеблется от 10 до 15 м/сек.

Погрешности в определении распределения капель по размерам при применении этого способа улавливания обусловлены следующими причинами:

- 1) часть мелких капель не попадает на предметное стекло, так как огибает его, следуя линиям тока;
- 2) некоторая часть капель осаждается под влиянием силы тяжести на стенках воронки;
- 3) отдельные капли сливаются вместе во время всасывания потока воздуха, содержащего капли;
- 4) возможно попадание в воронку крупных капель в боль-

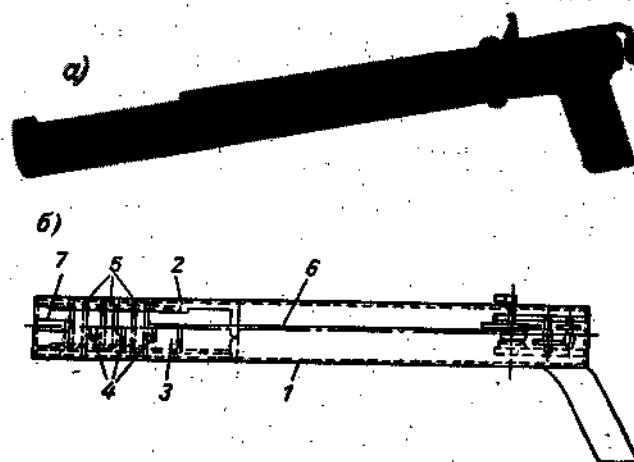


Рис. 168. Внешний вид и схематический чертеж заборника капель.

шем числе, чем мелких, благодаря разной скорости их падения.

Как показали исследования А. М. Боровикова, распределение облачных капель вследствие указанных причин оказывается неточным: число мелких капель примерно на 10% занижено, а крупных капель на столько же завышено. Если построить кривую распределения капель в зависимости от их размеров, то максимум кривой получается несколько сдвинутым в сторону более крупных капель по сравнению с положением максимума на истинной кривой распределения.

Для взятия облачных капель при полетах на самолетах применяется особый заборник, по внешнему виду напоминающий пистолет.

На рис. 168 дана фотография (а) и схематический чертеж (б) самолетного заборника капель, разработанного в Центральной аэрологической обсерватории. Заборник представляет собой дюралюминиевую трубу (1), в верхней части которой

имеется прямоугольный вырез 2, закрытый плоской пластинкой 3. В пластинке сделаны три прямоугольных отверстия 4 длиной 20 мм и шириной соответственно 2, 4 и 8 мм. Сзади этой пластинки расположена кассета 5, в которую вставляются три пластинки (предметных стекла), предварительно покрытые специальным маслом. Кассета приводится в движение тросиком 6, сцепленным со спиральной пружиной 7. Равномерность скорости перемещения кассеты обеспечивается специальным воздушным демпфером.

Для того чтобы прибор при заборе проб облачных элементов был ориентирован перпендикулярно потоку в трубе, по

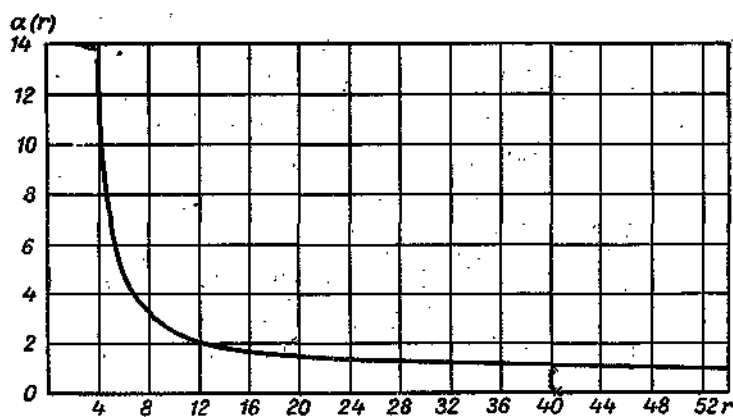


Рис. 169. Кривая поправки к заборнику капель.

образующей имеются пазы, в которые входят направляющие выступы, имеющиеся в направляющем патрубке, укрепленном на обшивке потолка фюзеляжа самолета.

Для забора проб заборник выставляется над фюзеляжем через флянец таким образом, чтобы часть прибора с отверстиями в пластинке находилась на расстоянии 50 см над фюзеляжем самолета, где поток воздуха мало возмущен. Время экспозиции определяется скоростью полета (оно порядка $\frac{1}{10}$ сек). После экспозиции предметные стекла помещаются для фотографирования под фотомикроскоп.

С помощью этого прибора, как показали расчеты И. П. Мазина, улавливаются не все облачные капли, а только капли радиусом больше 3 м. Более того, значительное количество капель больших размеров вследствие эффекта обтекания также не попадает на приемную поверхность заборника. На рис. 169 приведен график, позволяющий учесть погрешность в улавливании при воздушной скорости 50—80 м/сек. Истинное значение числа капель данного радиуса r равно произведению числа

уловленных капель $n(r)$ на поправочный множитель $\alpha(r)$. На рис. 169 видно, что при $r=12\mu$ улавливается только около 50% всех капель этого размера. С увеличением скорости обтекания (полета) величина поправочного множителя убывает.

Предметные стекла обычно покрываются смесью трансформаторного или конденсаторного масла с русским вазелином. В табл. 34 даны составные части этой смеси в зависимости от температуры, при которой должно производиться осаждение облачных капель. Период времени от забора пробы до фотографирования занимает не более 1—2 мин., и за это время об-



Рис. 170. Снимок капель облаков Sc (по А. М. Боровикову).

лачные капли, осажденные на масло, не меняют сколько-нибудь заметным образом как формы, так и размеров (рис. 170).

Как показали исследования Н. Фукса, капельки радиусом 2μ испаряются в течение 20—30 мин, а радиусом 3μ — за 40—50 мин. На рис. 171 приведены кривые, характеризующие изменение размеров за счет испарения сравнительно крупных капель, полученные А. М. Боровиковым. На этом рисунке видно, что в течение 5 мин радиус капель уменьшается не более чем на 0,2—0,3 μ .

Для покрытия предметных стекол можно также использовать касторовое масло, которое до температуры 12° не требует добавления вазелина.

Смесь масла и вазелина при нанесении на предметное стекло необходимо предварительно подогреть до температуры примерно $60—80^\circ$, так как в противном случае в этой смеси могут оказаться пузырьки воздуха, не отличимые от мелких облачных капель воды. Затем эта смесь наносится стеклянной палочкой на предметное стекло тонким слоем, толщиной до 0,2—0,3 мм. Во избежание растворения облачных капель

Таблица 34

Температура воздуха, град.		Русский вазелин, весовые части	Чистое трансформаторное масло, весовые части
от	до		
-40	-25	—	Одно масло
-24	-15	1	26
-14	-1	1	12
0	10	1	5
11	19	1	3
20	30	1	2

а также пробивания ими слоя смеси на предметном стекле необходимо, чтобы время от забора пробы до момента фотографирования не превышало 1,5—2,0 мин.

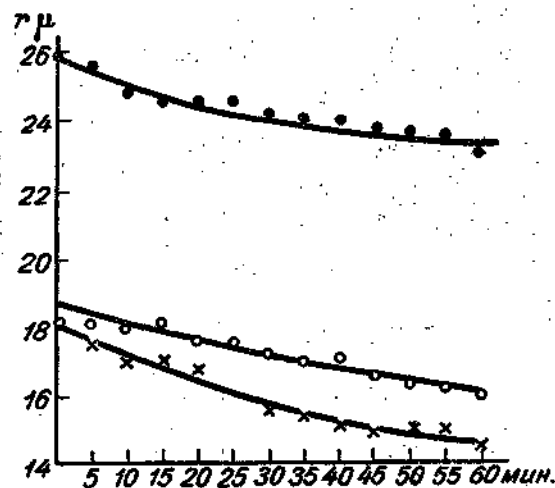


Рис. 171. Кривые, характеризующие испарение капель в смеси масел.

Описанный выше заборник облачных элементов не пригоден для улавливания облачных кристаллов, так как облачные кристаллы, попадающие с большой скоростью на предметное стекло заборника, обычно разбиваются, а их форма при ударе в значительной мере искажается. Для уменьшения скорости улавливания кристаллов используется диффузор (рис. 172). Диаметр входного отверстия диффузора равен 4 см, а выходного отверстия, заканчивающегося цилиндрическим коль-

пом, —14 см. Длина конической части диффузора составляет 48 см, а цилиндрической —4 см. В цилиндрической части диффузора имеются направляющие ползки, в которые вставляется кассета с предметными стеклами.

Скорость потока в выходной части диффузора, где размещается кассета с предметным стеклом, можно определить, учитывая уравнение неразрывности, из выражения

$$u_2 = \frac{D_1^2}{D_2^2} u_1,$$

где D_1 и D_2 — соответственно диаметр входного и выходного отверстий, а u_1 — воздушная скорость самолета.

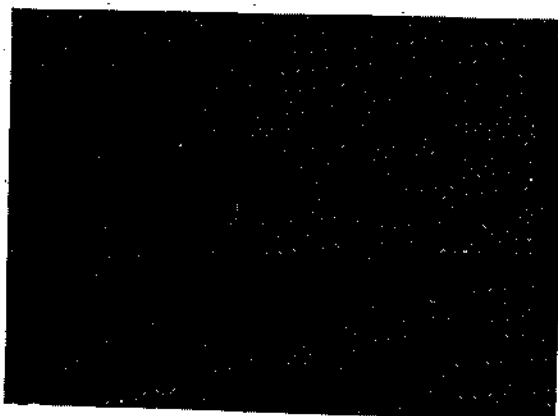


Рис. 172. Самолетный диффузор для улавливания облачных кристаллов.

Для принятых размеров диффузора и скорости полета самолета ЛИ-2 или ИЛ-12 скорость осаждения кристаллов уменьшается до 4—7 м/сек. Диффузор устанавливается на кронштейнах снаружи самолета на расстоянии 15 см от обшивки борта, против окна, параллельно продольной оси самолета.

Кассета состоит из плоской коробочки с пружиной, в которую вставляется предметное стекло, и рукоятки. Сверху на кассету надета перемещающаяся коробочка, служащая крышкой для предметного стекла и предохраняющая его от попадания кристаллов при вынесении кассеты из самолета в диффузор.

Предметное стекло, представляющее собой обычную плоскопараллельную стеклянную пластинку, перед взятием пробы покрывается тонким слоем перхлорвинилового или нитроглифталневого лака. Наноска тонкого слоя лака производится с помощью стеклянной или гладкой деревянной палочки.

Установка для фотографирования облачных элементов (рис. 173) состоит из микроскопа с револьверным приспособлением и осветителем, переходной оптической насадки и фотокамеры типа ФЭД без объектива и затвора. Увеличение каж-

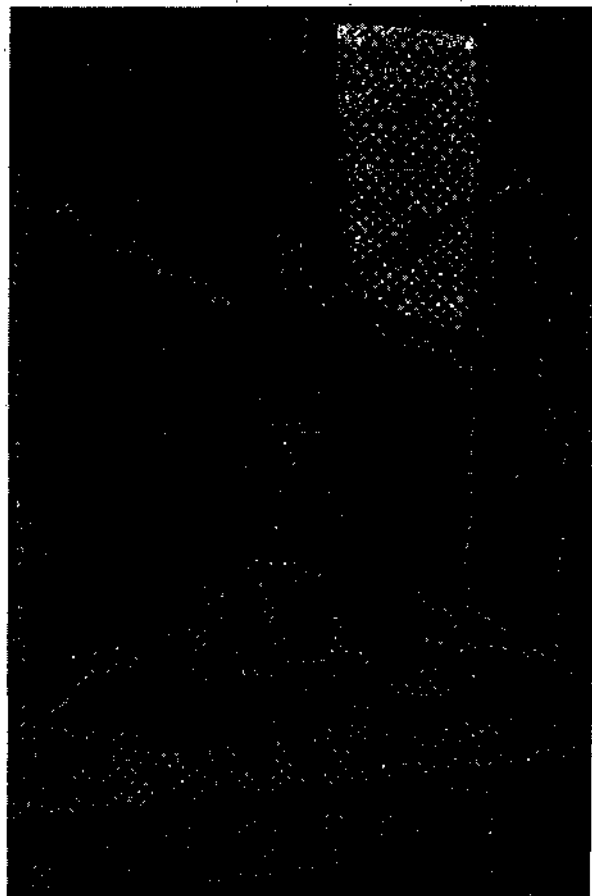


Рис. 173. Микрофотоустановка для фотографирования облачных элементов.

дый раз подбирается в зависимости от размеров наблюдаемых капель.

В качестве негативного фотоматериала применяется мелкозернистая пленка чувствительностью около 1500—1600 по Х и Д. Продолжительность экспозиции имеет порядок при прямом освещении около $\frac{1}{10}$ — $\frac{1}{6}$ сек, а при боковом освещении — около $\frac{1}{5}$ — $\frac{1}{2}$ сек; она тем больше, чем меньше используемое

освещение. При боковом освещении частицы видны на темном фоне.

На рис. 174 дана относительная погрешность измерения размеров облачных элементов при фотографировании через микроскоп с объективом $40\times$ и окуляром $15\times$ на негативную пленку (по данным В. А. Зайцева) со средней величиной зерна 3μ . Из этого рисунка следует, что влияние зернистости пленки тем больше, чем меньше размер капель. Для капелек диаметром 2μ относительная погрешность почти достигает 21%.

После обработки негативной пленки каждый снимок проектируется при помощи диапроектора на экран, покрытый миллиметровой бумагой. Для удобства измерений целесооб-

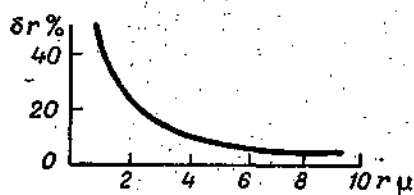


Рис. 174. Погрешность измерения облачных элементов от зернистости негативной пленки.

разно применять суммарное 500-кратное увеличение, чтобы $0,5$ мм сетки экрана соответствовал радиус облачного элемента 1μ . Если фотографирование капель производилось даже с разным увеличением, размер общего увеличения серии снимков проб для обработки (определения размеров капель) должен быть одинаковым или кратным, в противном

случае приведение результатов измерений к единой общей шкале может повлечь к ошибкам и значительному искажению кривой, характеризующей распределение капель в облаке.

При фотографировании ледяных частичек необходимо так разместить освещение микроскопа, чтобы не происходило их прогрева и связанного с этим таяния.

§ 3. Коэффициент улавливания капель. Метод расчета

При обтекании тел различной формы (сфер, цилиндров, пластинок и др.) воздушным потоком, содержащим облачные элементы, не все капли попадают на их лобовую поверхность. Часть капель отклоняется от прямолинейного пути и уносится вместе с воздушным потоком, обтекающим поверхность улавливателя. С другой стороны, траектория части капель благодаря их инерции не совпадает с линиями тока воздуха относительно улавливателя. Поэтому для приборов, улавливающих облачные капли, необходимо знать эффективность улавливания. Под эффективностью улавливания понимают отношение количества капель, уловленных из объема, поперечное сечение которого равно площади улавливателя, к количеству всех капель, содержащихся в этом объеме.

Для определения эффективности улавливания необходимо исследовать обтекание воздушным потоком тел различной формы с учетом вязкости потока и инерции облачных элементов, увлекаемых потоком. В общем виде решение такой задачи представляет большие математические трудности. Для улавливателей, имеющих форму цилиндра, сферы и пластинки, задача с достаточной точностью решена И. П. Мазиным.

Рассмотрим для примера обтекание цилиндра воздушным потоком с постоянной вязкостью. С достаточной точностью можно пренебречь влиянием внешних сил, сжимаемостью, т. е. считать воздух идеальной жидкостью. В этом случае движение воздуха описывается известными уравнениями:

$$\begin{aligned}\frac{\partial v_x}{\partial t} + v_x \frac{\partial v_x}{\partial x} + v_y \frac{\partial v_x}{\partial y} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x}, \\ \frac{\partial v_y}{\partial t} + v_x \frac{\partial v_y}{\partial x} + v_y \frac{\partial v_y}{\partial y} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y}.\end{aligned}\quad (1)$$

Здесь v_x и v_y — компоненты скорости, p — давление, а ρ — плотность воздуха.

Допустим, что на бесконечности $v_x = u_0$, $v_y = 0$. Далее, в силу непроницаемости тела на поверхности цилиндра компонент скорости, нормальный к поверхности, равен нулю. Предположим также, что концентрация капель в потоке столь мала, что она не влияет на движение потока. При этих предположениях система (1) решается легко, и функция тока ψ в прямоугольной системе координат имеет вид

$$\psi = u_0 \frac{x^2 + y^2 - A^2}{x^2 + y^2} = c, \quad (2)$$

где A — характеристический размер (радиус) обтекаемого тела.

Задавая различные значения для постоянной c , можно получить семейство линий тока относительно цилиндра.

Компоненты скорости в точке x, y равны:

$$\begin{aligned}v_x &= u_0 \left[1 - \frac{A^2 (x^2 - y^2)}{(x^2 + y^2)^2} \right], \\ v_y &= -u_0 \frac{2xy}{(x^2 + y^2)^2} A^2.\end{aligned}\quad (3)$$

Теперь рассмотрим поведение капель в потоке. Поток воздуха при приближении к улавливателю (цилиндру) начинает деформироваться и притормаживаться, а капля, перемещающаяся на бесконечности вдоль линии тока, при приближении к поверхности улавливателя начинает обгонять частицы воздуха, так как она стремится сохранить прямолинейное и равно-

мерное движение. Далее, компонент скорости капли вдоль оси y будет меньше соответствующего компонента скорости воздуха. Благодаря этому на каплю будет действовать сила сопротивления с компонентами F_x и F_y , которая притормаживает ее движение вдоль оси x и отклоняет от прямолинейного пути. Если воспользоваться законом Стокса, то компоненты силы сопротивления можно записать в виде:

$$\begin{aligned} F_x &= -6\pi r\mu \left(\frac{dx}{dt} - v_x \right), \\ F_y &= -6\pi r\mu \left(\frac{dy}{dt} - v_y \right), \end{aligned} \quad (4)$$

где r — радиус капли, μ — коэффициент динамической вязкости, а $\frac{dx}{dt}$ и $\frac{dy}{dt}$ — компоненты скорости капли в точке x, y .

С учетом (3) и (4) движение капли описывается следующими уравнениями:

$$\begin{aligned} m \frac{d^2x}{dt^2} &= -6\pi r\mu \left\{ \frac{dx}{dt} - u_0 \left[1 - \frac{x^2 - y^2}{(x^2 + y^2)^2} A^2 \right] \right\}, \\ m \frac{d^2y}{dt^2} &= -6\pi r\mu \left\{ \frac{dy}{dt} - u_0 \frac{2xy}{(x^2 + y^2)^2} A^2 \right\}. \end{aligned} \quad (5)$$

Введем теперь безразмерные величины

$$\zeta = \frac{x}{A}, \quad \eta = \frac{y}{A}, \quad \tau = t \frac{u_0}{A},$$

тогда (5) в безразмерных координатах примет вид:

$$\begin{aligned} \frac{d^2\zeta}{d\tau^2} &= -\frac{1}{P} \left\{ \frac{d\zeta}{d\tau} - \left[1 - \frac{\zeta^2 - \eta^2}{(\zeta^2 + \eta^2)^2} \right] \right\}, \\ \frac{d^2\eta}{d\tau^2} &= -\frac{1}{P} \left\{ \frac{d\eta}{d\tau} - \frac{2\zeta\eta}{(\zeta^2 + \eta^2)^2} \right\}, \end{aligned} \quad (6)$$

где $P = \frac{mu_0}{6\pi r\mu A}$ — безразмерный параметр.

Из выражения (6) следует, что траектория капель отличается от линий тока воздуха и степень расхождения определяется величиной безразмерного параметра P , который по существу является параметром инерции и равен в безразмерных координатах пути торможения капли в потоке с начальной скоростью u_0 .

Считая, что капля является сферической и ее масса равна $\frac{4}{3}\pi r^3$, этот параметр можно записать в виде

$$P = \frac{2u_0 r^2}{9\mu A}. \quad (7)$$

Для решения системы уравнений (6) для любого значения P И. П. Мазин предложил разбивать траекторию капли на ряд таких участков, чтобы скорость потока на каждом из них можно было бы с достаточным приближением считать постоянной. Это значит, что на каждом из таких участков линия тока является прямой линией. Используя этот прием, уравнение (6) можно записать в виде:

$$\begin{aligned}\frac{d^2\zeta}{d\tau^2} &= -\frac{1}{P} \left(\frac{d\zeta}{d\tau} - C_i \right), \\ \frac{d^2\eta}{d\tau^2} &= -\frac{1}{P} \left(\frac{d\eta}{d\tau} - D_i \right),\end{aligned}\quad (8)$$

где C_i и D_i — средняя скорость потока по осям ζ и η на спрямленных участках траектории движения капли. Решение уравнения (8) имеет вид:

$$\begin{aligned}\zeta &= a_i^1 e^{-\frac{\tau}{P}} + C_i \tau + a_i^2, \\ \eta &= b_i^1 e^{-\frac{\tau}{P}} + D_i \tau + b_i^2,\end{aligned}\quad (9)$$

где i — индекс соответствующего участка траектории движущейся капли.

Решая (9) для последовательных участков, можно построить путем «склеивания» траекторию капли вплоть до ее пересечения с поверхностью цилиндра, если капля осядет на нем, или до тех пор, когда станет очевидно, что траектория капли пройдет мимо цилиндра.

Обозначим через η_0 значение η , которое соответствует при заданном значении P крайней траектории движущейся капли, касающейся поверхности цилиндра. Очевидно, что все капли, для которых на бесконечности $\eta < \eta_0$, осядут на цилиндр, а капли, на которых $\eta > \eta_0$, пройдут мимо него. Очевидно также, что коэффициент улавливания равен $E = \eta_0$, принимая радиус цилиндра за единицу.

На рис. 175 приведены кривые, характеризующие зависимость E от P для цилиндра (1), сферы (2), центральной части пластинки (3) и центральной части сферы (4). Зная скорость полета самолета u_0 , размер улавливателя A , можно определить значение параметра P для любого размера капель, а затем с помощью рис. 176 определить величину E .

На рис. 176 показана зависимость коэффициента улавливания пластинки от радиуса капель для скорости потока $u_0 = 60$ м/сек и ширины пластинки $2A = 2,0$ см. Этот рисунок показывает степень несоответствия между спектром капель на центральной части пластинки и истинным спектром капель

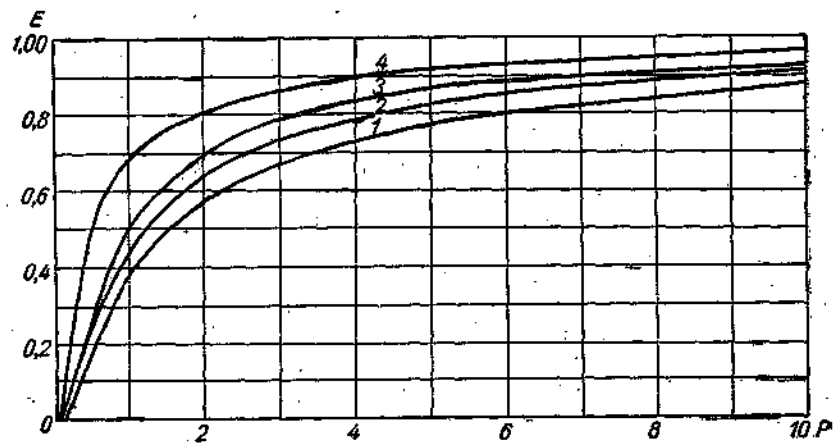


Рис. 175. Зависимость эффективности улавливания капель от величины параметра P для цилиндра (1), сферы (2), центральной части пластинки (3), центральной части сферы (4) (40% от величины диаметра).

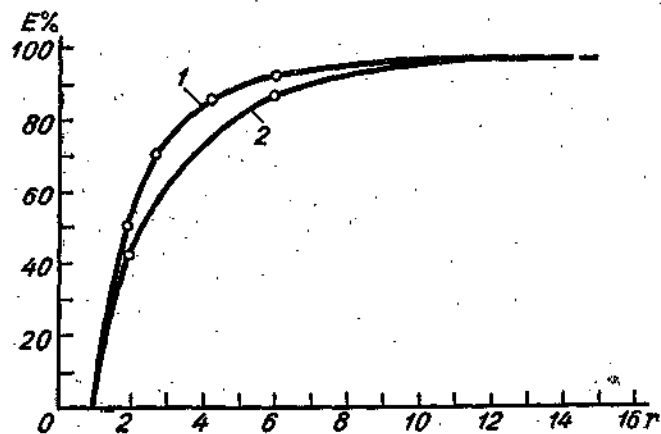


Рис. 176. Зависимость коэффициента улавливания E от радиуса капель r для цилиндра.

1 — без учета отклонения от закона Стокса, 2 — с учетом отклонения от закона Стокса.

в облаках. Введением поправок на эффективность улавливания на пластинку можно получить истинное распределение капель в облаках.

В случае отклонения от закона Стокса, что, как правило, имеет место в реальных условиях, величина коэффициента захвата зависит не только от параметра P , но и от числа Рейнольдса

$$Re = \frac{2r u_0}{\nu}, \quad (10)$$

где ν — коэффициент кинематической вязкости.

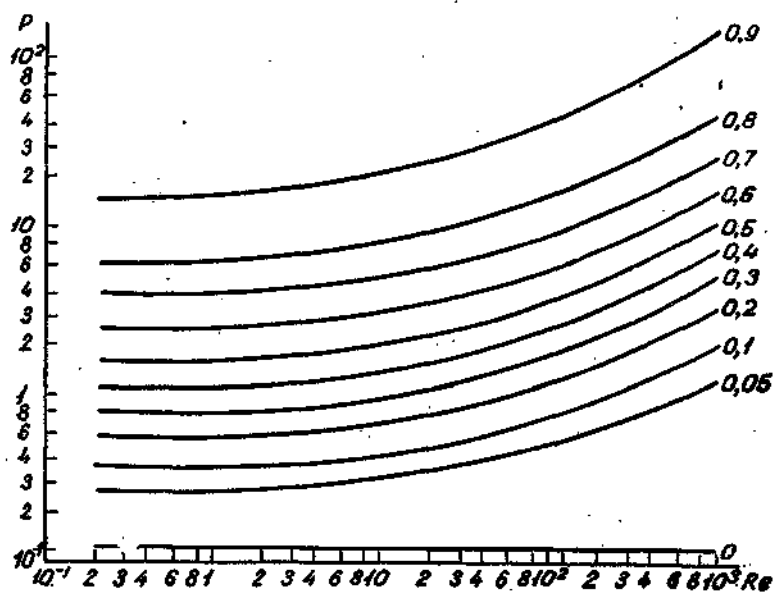


Рис. 177. Зависимость коэффициента улавливания для цилиндра от P и числа Рейнольдса Re .

Характер этой зависимости для цилиндра виден из рис. 177, на котором кривые линии являются линиями равного значения E . При числах Рейнольдса, меньших 10, неучет отклонения от закона Стокса дает ошибку в определении коэффициента улавливания, не превышающую 5—10%.

§ 4. Измерение водности капельножидких и кристаллических облаков

Водность облаков, т. е. содержание капельножидкой воды либо кристаллов воды в единице объема (обычно в 1 м^3), измеряется разными методами.

Рассмотрим некоторые из них.

а) Водность капельножидких облаков при положительных температурах может быть определена по количеству воды, оседающей в потоке воздуха на передней части тела удобообтекаемой формы.

Схема такого прибора, предложенного Воннегутом, представлена на рис. 178. В передней части головки 1 имеется круглое отверстие 2, за которым располагается полый цилиндр 3 с пористыми стенками.

Объем между цилиндром и внутренними стенками головки сообщается с помощью металлической трубки 4 с калиброван-

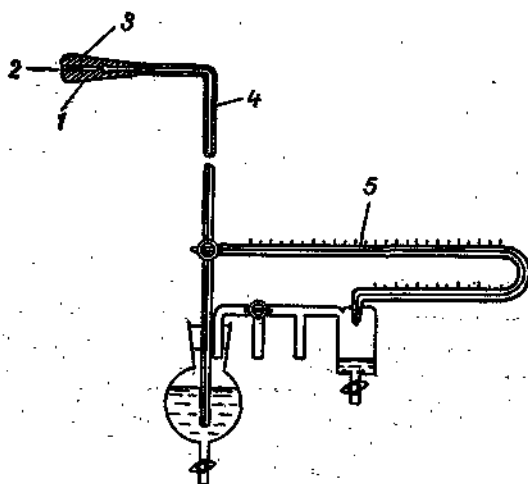


Рис. 178. Схема прибора Воннегута.

ной стеклянной трубкой 5. Стеклянная трубка 5 расположена горизонтально на 40 см ниже головки прибора.

Объем и трубки заполнены водой. Силы поверхностного натяжения воды в капиллярах пористого цилиндра достаточны для того, чтобы удерживать столб воды высотой, равной 40 см. При оседании облачной воды на внутренние стенки пористого цилиндра кривизна мениска в порах уменьшается, и под действием столба воды осевшая облачная вода втягивается внутрь прибора. Втягивание воды приводит к смещению воды в калиброванной трубке. Объем осевшей воды определяется величиной смещения мениска и диаметром калиброванной трубки.

Естественно, что не все капли, находящиеся в потоке облачного воздуха и проходящие через полый цилиндр, оседают на его внутренних стенках, так как часть из них увлекается потоком воздуха. Расчеты показали, что при скоростях потока (самолета) порядка 80—100 м/сек и среднем спектре распре-

ления капель в облаках эффективность улавливания капель этим прибором составляет около 80%.

Точность определения водности облаков этим методом определяется точностью вычисления коэффициента улавливания капель, измерения скорости полета самолета, определения времени между двумя отсчетами положения мениска воды в калиброванной трубке.

б) Определение водности переохлажденных (при отрицательных температурах) водяных облаков может быть осуществлено путем использования явления обледенения движущегося предмета в таких облаках. Зная вес образовавшегося льда на предмете и объем воздуха, из которого осели переохлажденные капли, можно вычислить водность облака. На рис. 179 представлен схематический чертеж прибора, предложенного В. Е. Минервиным. Внутри нижней части прибора 1 смонтирован электродвигатель с передаточным механизмом, служащим для вращения оси головки 2 прибора. Между свободным концом кронштейна 3 и осью головки устанавливается обледенительный цилиндр 4. Вращающийся цилиндр, на котором происходит замерзание капель и осаждение льда, представляет собой стальной полированный стержень диаметром 2 мм и длиной 115 мм. Скорость вращения равна одному обороту за 10 сек.



Рис. 179. Схематический чертеж самолетного измерителя водности в облаках при отрицательных температурах.

Исследования показали, что такая скорость вращения обеспечивает симметричное нарастание льда, чем исключается возможность образования вихря в потоке вокруг цилиндра.

Водность облаков вычисляется по формуле

$$W = \frac{P}{u_0 E t (A_1 + A_0)}, \quad (11)$$

где P — вес образовавшегося льда, l — высота цилиндра, A_1 и A_0 — конечный и начальный радиусы цилиндра, E — коэффициент улавливания капель цилиндром, t — время улавливания, u_0 — воздушная скорость полета самолета.

Величина коэффициента улавливания E зависит от диаметра осадительного цилиндра, скорости набегающего потока воздуха (полета самолета) и распределения капель в облаке. Среднее значение E для цилиндров диаметром от 2 до 5 мм и скорости полета в облаках слоистых форм, равной 50–70 м/сек, колеблется от 0,7 до 0,95.

По расчетам В. Е. Минервина, максимальная относительная ошибка этого метода определения водности облаков не превышает 10%.

в) Водность кристаллических облаков, а также водность капельножидких облаков может быть измерена с помощью другого типа прибора, предложенного В. Е. Минервиным (рис. 180). Передняя часть головки прибора, имеющей входное отверстие, представляет собой полусферу, сопряженную с усеченным конусом. В головку помещается бюкса — латунный цилиндр диаметром 9 мм, высотой 40 мм; толщина его стенок 0,5 мм. Приемная часть прибора устанавливается в горизонтальном или вертикальном положении с помощью специальной тяги.

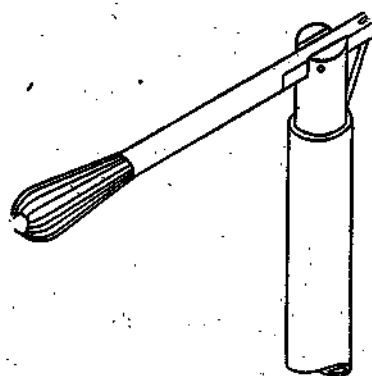


Рис. 180. Схематический чертеж самолетного измерителя водности в кристаллических облаках и в облаках при положительных температурах.

Водность определяется по весу облачных элементов, скопившихся в бюксе за заданный промежуток времени. Она вычисляется по формуле

$$W = \frac{P}{\pi R^2 u_0 E t}, \quad (12)$$

где P — вес собранной воды или льда, а R — радиус входного отверстия головки.

Среднее значение коэффициента улавливания E для облаков при положительных температурах равно 0,928—0,978.

При температурах, характерных для переохлажденных капельных облаков, этот прибор не может быть использован, так как в этом случае на краях входного отверстия головки происходит намерзание льда, приводящее к уменьшению отверстия и существенному изменению условий обтекания прибора.

Измерение водности кристаллических облаков дает удовлетворительные результаты. Кристаллы льда, попавшие в бюксу, настолько смерзаются, что образуют белую аморфную снежную массу. Это происходит благодаря удару облачных кристаллов о стенки бюксы и частичному оплавлению их при нагревании за счет торможения. Поэтому не наблюдается выветривания кристаллов, попавших в бюксу. Среднее значение коэффициента улавливания для ледяных облаков равно примерно 90%.

г) Для самолетных наблюдений наиболее удобен прибор В. А. Зайцева, применяемый в настоящее время на пунктах самолетного зондирования и в исследовательских полетах.

Принцип действия прибора весьма прост. Поток воздуха вместе с капельками облака протягивается через отверстие определенного сечения (рис. 181) со скоростью, превышающей

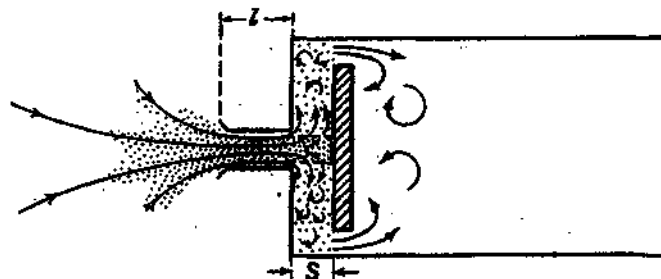


Рис. 181. Схема течений воздуха и облачных капель в приемной трубке прибора Зайцева.

20 м/сек, и ударяется о выставленную перпендикулярно к потоку фильтровальную бумагу, покрытую красителем. Облачные капли, попавшие на окрашенную фильтровальную бумагу, впитываются ею, а на ее поверхности появляется пятно определенного размера. Размер пятна зависит от количества воды,

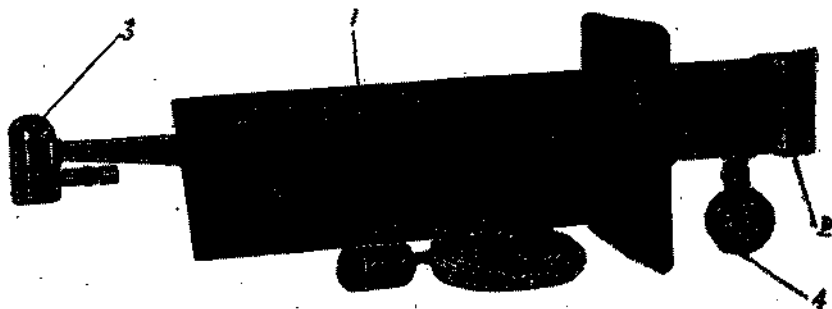


Рис. 182. Общий вид самолетного измерителя водности.

попавшей на бумагу. По величине диаметра пятна определяется количество воды, осевшей на бумагу. Зная количество воздуха, прошедшего через отверстие, можно без труда определить водность облаков. Этот принцип измерений может быть использован для определения водности облаков при полетах как на самолетах, так и на аэростатах.

Самолетный измеритель водности — СИВ (рис. 182) — состоит из направляющей трубы 1 с секундомерным устройством 4,

выдвижной штанги 2 и насадка 3. Наружный конец направляющей трубы выдвигается на расстояние 40 см над обшивкой самолета.

Насадок прибора с помощью выдвижной штанги выносится через направляющую трубу в невозмущенный поток воздуха. Штанга имеет специальную скобу, с помощью которой осуществляется автоматическое включение секундомера при выдвижении насадка в поток и выключение при выборе его в самолет.

Насадок прибора (рис. 183) представляет собой металлический цилиндр 1; передняя его часть в виде полусферы имеет отверстие 2 диаметром 4,6 мм. Внутри насадка помещается

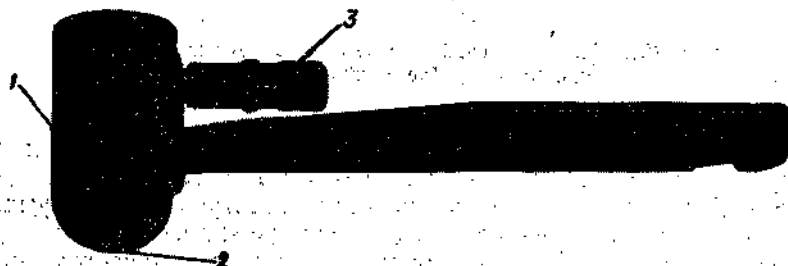


Рис. 183. Насадок самолетного измерителя водности.

магазин с пружинкой-кассетой и роликом для бумажной ленты.

Магазин снабжен специальным устройством для крепления его в цилиндре насадка и барабаном 3 для ручной перемотки ленты из кассеты на ролик. В передней части магазина расположен металлический экран, по которому скользит бумажная лента с целлофановой подложкой. В экран вмонтирован электрический подогреватель для плавления льда, образующегося на ленте, при измерениях водности в переохлажденных облаках. Подогреватель питается от бортовой электросети самолета.

Боковая поверхность насадка и стенки магазина имеют прямоугольные отверстия, закрытые прозрачным плексигласом, позволяющие видеть пятно на фильтровальной бумаге — ленте. Для измерения размеров пятна на ленте на прозрачной стенке имеется сетка с делениями.

Фиксирующей частью прибора, как указано, является фильтровальная или бюварная бумага, покрытая красителем. Применяемая бумага должна быстро и равномерно впитывать капельки воды, давать четкие границы пятен и не подвергаться влиянию парообразной влаги, содержащейся в атмосфере.

В качестве красителя применяется хорошо протертая в ступе смесь красного стрептоцида с тальком в весовой пропорции 1:1 или порошок марганцовокислого калия. Градуировка бумаги производится путем осаждения на нее капелек воды разного веса и определения диаметра появившихся пятен.

На рис. 184 а дан образец поверочного графика, характеризующего зависимость веса осевшей воды от величины диаметра пятна для фильтровальной бумаги ГОСТ 7246—54.

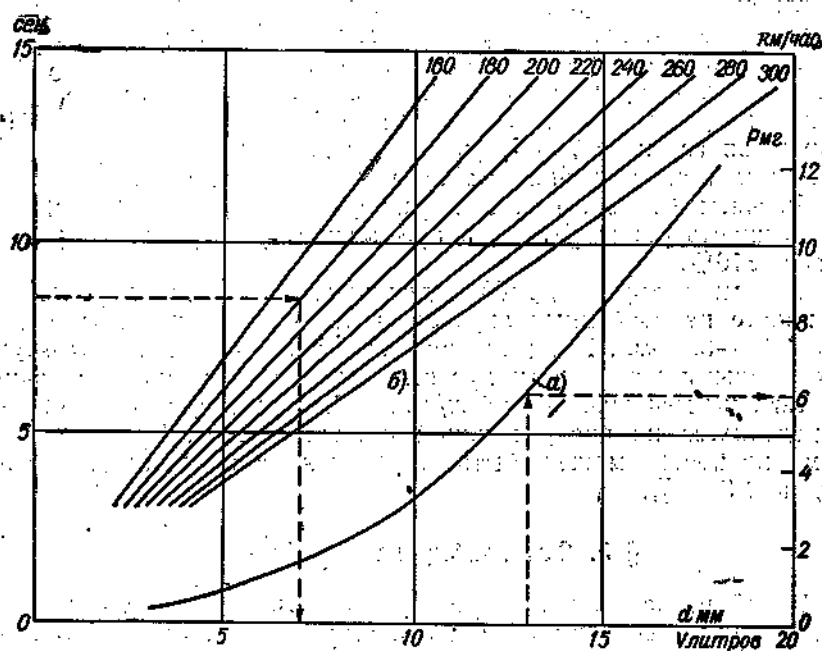


Рис. 184. Номограмма (б) с поверочным графиком (а) для расчета водности.

имеющей скорость впитывания, равную 6 см за 10 мин. На горизонтальной оси отложены величины диаметра d в миллиметрах, а на вертикальной оси (справа) — количество осевшей воды P в миллиграммах. Для расчета водности необходимо знать объем воздуха, который проходит через отверстие насадка прибора. Он зависит от скорости полета самолета, диаметра входного отверстия прибора и времени экспозиции. Эта зависимость для СИВ с диаметром отверстия, равным 4,6 мм, приведена на рис. 184 б. На вертикальной оси этого рисунка (слева) отложено время экспозиции в секундах, наклонные линии соответствуют

разным скоростям полета; на горизонтальной оси отложен объем воздуха в литрах. Водность вычисляется по формуле

$$W = \frac{P \cdot \pi}{V \cdot \pi} \text{ г/м}^3. \quad (13)$$

Для примера, приведенного на рис. 184 б, когда время экспозиции составляет 8,5 сек, скорость полета 180 км/час, а диаметр пятна 13 мм, водность равна 0,86 г/м³.

Зависимость скорости потока в насадке прибора от скорости самолета определяется в аэродинамической трубе. Точность этого метода измерения водности облаков характеризуется величиной улавливания облачных элементов и способностью фильтровальной бумаги быстро впитывать воду. Величина погрешности складывается из неточности измерения окрашенного пятна, градуировки фильтровальной бумаги и неточности определения объема прошедшего воздуха.

Расчеты В. А. Зайцева показали, что средняя суммарная погрешность равна $\pm 10\%$, а предельная суммарная не превышает $\pm 16\%$.

Приемная трубка прибора для измерения водности облаков в полете на свободных аэростатах снабжается насосом объемом 250—300 см³. Резкими движениями поршня насоса воздух с облачными капельками протягивается через насадок со скоростью, не меньшей 20—25 м/сек. Объем протянутого воздуха определяется по числу качаний поршня насоса. Этим прибором водность может быть определена с погрешностью порядка $\pm 3-6\%$.

§ 5. Фотографирование облаков

Одной из особенностей фотографирования облаков является подвижность фотоаппарата во время экспонирования (освещения) при съемке с самолета, либо подвижность самих облаков, если съемка производится с земли. В случае фотографирования с земли, поскольку скорость перемещения облаков намного меньше скорости самолета, эта особенность менее существенна.

При съемке с быстро движущегося самолета, как это видно из рис. 185, все точки фотографируемого облака сдвигаются на некоторое расстояние. Рассмотрим, от каких факторов зависит величина сдвига изображения, благодаря которому снимок облаков может оказаться нерезким. Для этого обратимся к рис. 185, на котором даны два положения движущегося фотоаппарата. Когда фотоаппарат находится в первом положении, то точка А на поверхности облака изображается на фотопленке в момент начала экспозиции точкой a_1 . Отрезок $o_1a_1 = F$ представляет собой главное фокусное расстояние обь-

ектива фотоаппарата, а отрезок $o_1\theta = H$ — высоту фотографирования.

Допустим, что к моменту окончания экспозиции самолет с фотоаппаратом переместился во второе положение. Отрезок o_1o_2 — расстояние, пройденное самолетом со скоростью u во время экспонирования t . За это время изображение точки A переместится на отрезок $ss_1 = \lambda$. На рис. 185 прямая s_1o_2s проведена параллельно прямой AO_1a_1 .

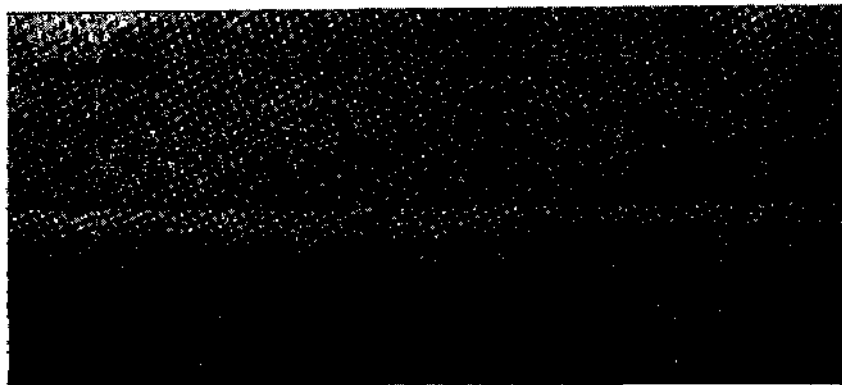


Рис. 185. Схема сдвига изображения при фотографировании облаков с самолета.

Из подобия треугольников ss_1o_2 , s_1Ao_2 и $a_2s_1o_2$, s_2Ao_2 следует, что

$$\frac{\lambda}{ut} = \frac{F}{H}. \quad (14)$$

Согласно (14), величина сдвига изображения равна

$$\lambda = \frac{Fu}{H} t. \quad (15)$$

Таким образом, величина сдвига изображения зависит от времени экспозиции (выдержки), масштаба изображения $\frac{F}{H}$ и воздушной скорости самолета u . Допустимой величиной сдвига изображения считается $\lambda = 0,1$ мм. При большей величине сдвига получается ощутимая на глаз нерезкость снимка.

Полагая $\lambda = 0,1$ мм, из выражения (15) легко определить максимально допустимую выдержку, чтобы на снимке получился достаточно резкое изображение облака,

$$t_{\text{макс}} = 0,036 \frac{n_c}{u}, \quad (16)$$

где $n_c = \frac{H}{F}$ — численный масштаб фотографирования в м/см, u — воздушная скорость самолета в км/час.

В табл. 35 приведены значения $t_{\text{макс}}$ в секундах для наиболее часто встречающихся масштабов фотографирования облаков и скоростей полета.

Таблица 35

и км/час	n, м/с.м						
	30	50	70	90	110	130	150
100	$\frac{1}{93}$	$\frac{1}{56}$	$\frac{1}{40}$	$\frac{1}{31}$	$\frac{1}{25}$	$\frac{1}{22}$	$\frac{1}{18}$
200	$\frac{1}{185}$	$\frac{1}{111}$	$\frac{1}{79}$	$\frac{1}{69}$	$\frac{1}{50}$	$\frac{1}{43}$	$\frac{1}{37}$
250	$\frac{1}{232}$	$\frac{1}{139}$	$\frac{1}{99}$	$\frac{1}{77}$	$\frac{1}{63}$	$\frac{1}{53}$	$\frac{1}{47}$
300	$\frac{1}{278}$	$\frac{1}{167}$	$\frac{1}{115}$	$\frac{1}{93}$	$\frac{1}{76}$	$\frac{1}{64}$	$\frac{1}{56}$
400	$\frac{1}{370}$	$\frac{1}{222}$	$\frac{1}{159}$	$\frac{1}{124}$	$\frac{1}{101}$	$\frac{1}{86}$	$\frac{1}{74}$

Из этой таблицы видно, что чем больше масштаб фотографирования и скорость полета, тем короче должно быть время экспозиции для обеспечения четкости снимка и исключения наложения изображений соседних точек облака одно на другое. Чтобы выдержка не была больше максимально допустимой, следует пользоваться фотопленкой с высокой общей чувствительностью. Сказанное справедливо при фотографировании облаков как сверху (St, Sc, Ac, As), так и сбоку Cu, Cb, отдельные гряды или полосы облаков).

Время экспонирования, как и при обычном фотографировании, определяется интенсивностью освещения отдельных участков изображения и степенью чувствительности эмульсии фотопленки, так как количество света, попадающего на светочувствительный слой, должно быть совершенно достаточным для образования нормального изображения. При определении времени экспозиции необходимо учесть чувствительность негативного материала, время года и суток производства съемки, условия освещенности, действующее отверстие объектива фотоаппарата, а также, как это было показано выше, возможное смещение изображения в фокальной плоскости.

Фотографирование облаков с применением панхроматических и изопанхроматических светочувствительных эмульсий необходимо проводить в сочетании с желтым светофильтром средней плотности. Для фотографирования облаков типа St, Sc, Cb следует применять более плотный желтый светофильтр, чтобы получить контрастное изображение. Однако применение

слишком плотного светофильтра приводит к нарушению светопередачи: облака на снимке получаются неестественными, небо передается слишком темным, а перспектива дали будет казаться как бы надвинувшейся.

Очень тонкие облака лучше всего фотографировать с применением красного или оранжевого светофильтра, а вечерние облака (типа *Sc vesp.* и др.) следует фотографировать через светло-голубой светофильтр, так как от них приходит слишком много инфракрасных лучей. Подбор светофильтра в каждом отдельном случае должен быть сделан с учетом характеристик фотопленки.

Фотографирование облаков сверху надо проводить с боковым освещением, под углом $30-60^\circ$ от направления к солнцу, хорошо обеспечивающим возможность получения контрастного снимка. При помощи противоореальной пленки фотографирование следует проводить против солнца.

Рассмотрим теперь, от каких факторов зависит масштаб фотографирования. На рис. 186, представляющем собой схему

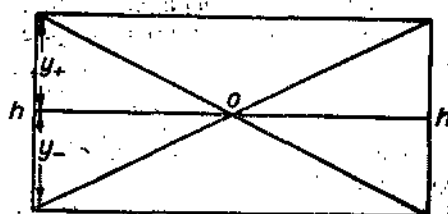


Рис. 186. Схема фотоснимка.

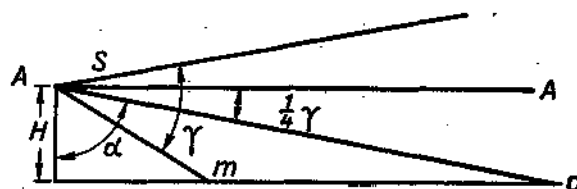


Рис. 187. Схема ориентировки фотоаппарата при съемке верхней поверхности облаков.

α — угол наклона оптической оси, γ — угол изображения объектива фотоаппарата, H — высота фотографирования.

фотоснимка, буквой *o* обозначена точка пересечения оптической оси объектива фотоаппарата с плоскостью негатива, *hh* — линия, проходящая через точку *o* и параллельная горизонтальной кромке снимка, которая называется главной горизонталью, а y_+ , y_- — ординаты снимка, по которым определяется масштаб изображения.

Масштаб изображения может изменяться вдоль ординаты снимка, в то время как вдоль абсциссы снимка он всегда остается постоянным. Как это следует из рис. 187, численный

масштаб фотографирования вдоль главной горизонтали снимка определяется выражением

$$\frac{1}{n_c} = \frac{F \cos \alpha}{H}, \quad (17)$$

где α — угол между оптической осью объектива фотоаппарата и вертикалью H .

Масштаб фотографирования вдоль ординаты снимка может быть вычислен по формуле

$$\frac{1}{n_c} = \frac{F \cos \alpha - y \sin \alpha}{H}. \quad (18)$$

Из выражений (17) и (18) следует, что масштаб фотографирования при заданных характеристиках применяемого фотоаппарата зависит от высоты фотографирования и угла наклона оптической оси объектива.

Допустим, что фокусное расстояние объектива фотоаппарата равно 210 мм, размер снимка 13×18 см, угол наклона оптической оси $\alpha = 50^\circ$, а высота фотографирования относительно верхней поверхности облачного слоя составляет 500 м.

Масштаб снимка равен:

по нижнему краю

$$\frac{1}{n_c} = \frac{0,21}{500} \left(\cos 50^\circ - \frac{-0,09}{0,21} \sin 50^\circ \right) \approx 1 : 2500,$$

по главной горизонтали

$$\frac{1}{n_c} = \frac{0,21}{500} \cos 50^\circ \approx 1 : 3800,$$

по верхнему краю

$$\frac{1}{n_c} = \frac{0,21}{500} \left(\cos 50^\circ - \frac{0,09}{0,21} \sin 50^\circ \right) \approx 1 : 7100.$$

Из этого примера видно, что масштаб фотографирования при перспективной съемке становится меньше от нижнего края снимка к верхнему.

Предположим, что угол наклона оптической оси $\alpha = 70^\circ$, тогда масштаб снимка по верхнему краю будет

$$\frac{1}{n_c} = \frac{0,21}{500} \left(\cos 70^\circ - \frac{0,09}{0,21} \sin 70^\circ \right) \approx -1 : 4100.$$

Отрицательный знак численного масштаба по верхнему краю снимка указывает на то, что линия горизонта лежит ниже верхнего края снимка, т. е. по верхнему краю находится не облачное поле, а чистое небо.

С помощью выражения (15) легко определить допустимую высоту для съемки верхней поверхности облаков.

Опыт показывает, что лучше всего производить фотографирование верхней поверхности облачного покрова с высоты 500—1000 м над ней. Фотографирование с меньших высот приводит к тому, что на снимке фиксируется только часть облачного покрова, не всегда характеризующая орографические осо-



Рис. 188. Снимок облаков Sc с высоты 1000 м над поверхностью облаков при угле наклона оптической оси объектива вниз от горизонта на $1/3$ угла изображения (по Л. А. Александрову).

бенности всей его верхней поверхности. Кроме того, благодаря большой скорости самолета возникает необходимость выбора очень малой экспозиции, которая может оказаться недостаточной для получения контрастного снимка при заданных характеристиках применяемых светофильтров и фотопленки, особенно для передней части снимка. При фотографировании с высот, превышающих 1000 м над верхней поверхностью облачного слоя, вследствие очень малого масштаба снимка не будут переданы детали облачного покрова и будут сглажены орографические особенности последнего.

Относительно угла наклона оптической оси объектива фотоаппарата, определяющего не только масштаб фотографирования, но и перспективность изображения, следует иметь в виду, что при углах, близких к 0° , изображение на снимке получается плоским, нерезким и без необходимых характеристик рельефа облачного покрова. Угол должен быть изображен таким, чтобы на снимке была видна линия горизонта и чтобы она проходила примерно на расстоянии $\frac{1}{3}$ — $\frac{1}{4}$ высоты от верхнего края снимка. При горизонтальном положении оптической оси линия горизонта АА пройдет посередине снимка. Следовательно, чтобы она проходила, скажем, на расстоянии $\frac{1}{4}$ высоты от верхнего края снимка, нужно, чтобы угол между линией горизонта и оптической осью объектива не превышал $\frac{1}{4}$ угла изображения объектива γ .

Нельзя допускать крена фотоаппарата, иначе горизонт и изображение облачного покрова получатся наклоненными и, следовательно, неестественными. Для этого необходимо проследить за тем, чтобы рамка визира аппарата была ориентирована строго параллельно горизонту. На рис. 188 показано, как выглядит поверхность облаков при соблюдении указанных правил фотосъемки.

При фотографировании в полете необходимо записывать в бортовой журнал следующие данные: район полета, высоту верхней границы облаков, высоту полета, угол наклона оптической оси объектива фотоаппарата, время фотографирования и время экспозиции.

Глава VIII

МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕРТИКАЛЬНЫХ ДВИЖЕНИЙ И ТУРБУЛЕНТНОСТИ В СВОБОДНОЙ АТМОСФЕРЕ

Воздушные потоки в атмосфере всегда в большей или меньшей степени турбулизированы. Атмосферная турбулентность проявляется в виде пульсаций скорости и направления ветра в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Частота пульсаций вектора скорости ветра может меняться от долей герца до нескольких тысяч герц. Такой широкий спектр частот не позволяет использовать для измерений пульсаций ветра какой-либо универсальный прибор и обуславливает необходимость создания различных приборов, каждый из которых приспособлен к измерениям лишь в определенной области частот.

Пространственный масштаб возмущения в атмосфере может быть самым различным — от долей миллиметра до тысяч метров. Поскольку поле скоростей локально возмущается измерительным прибором, последний должен иметь размеры, значительно меньшие измеряемого диапазона масштабов возмущений. Большое значение имеет также инерционность прибора. По мере увеличения инерции возрастает степень сглаживания амплитуд регистрируемых пульсаций и искажение их частотных характеристик.

В табл. 36 приведены данные об областях применения основных типов приборов и методов для измерения турбулентных движений различных масштабов.

Из таблицы видно, что для исследования мелкомасштабной турбулентности наиболее удобны различного типа анемометры, особенно электрические. Крупномасштабная турбулентность может быть исследована с помощью шаров-зондов и самолетов.

Таблица 36

Частота, гц	Размеры турбулентных образований					
	мм	см	десятки см	м	десятки м	сотни м
0-0,1	Электронные анемометры	Механические анемометры				
0-1				Зондовые акселерометры	Шары в воде и плавоты	Самолетные акселерометры, плыверы
0-10		Расхождение дыма				
0-100						
0-1000						

§ 1. Исследование пульсаций скорости ветра на привязных аэростатах

Для измерения пульсаций скорости ветра на привязных аэростатах может быть использована трубка Пито, соединенная при помощи резиновых шлангов с манометром специальной конструкции. Трубка Пито устанавливается против потока с помощью флюгарки. Этот способ измерения на привязном аэростате был впервые применен С. И. Троицким в 1920 г. На рис. 189 дан образец записи, полученной при подъеме такого прибора на высоту около 200 м.

Основным недостатком приборов, в которых используются трубки Пито, является их малая чувствительность. Кроме того, они дают большие искажения при скосе потока относительно оси трубки. В этом отношении более удобны трубки Вентури, показания которых практически неизменны при отклонениях потока относительно оси трубки на $\pm 15^\circ$. Очень важно также, что чувствительность трубок Вентури к малым скоростям потока больше, чем у трубок Пито.

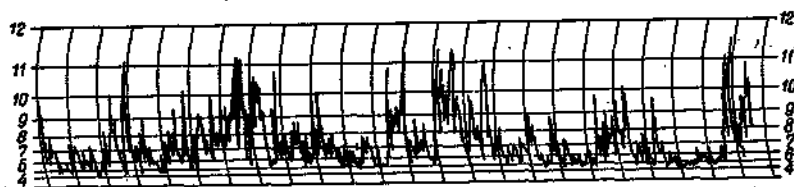


Рис. 189. Запись порывистости ветра, полученная С. И. Троицким.

П. А. Молчановым был применен манометр, состоящий из двухмембранной барометрической коробки, один конец которой укреплен наглухо к станине метеорографа, а другой, свободный, соединен с пружиной (рис. 190). Коробка сообщается с трубкой Пито. Мембрана при действии на нее воздушного потока стремится прижать пружину к раме. С увели-

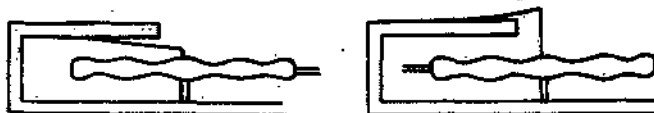


Рис. 190. Мембранный манометр Молчанова.

чением скорости потока пружина вследствие прижима укорачивается, и сопротивление возрастает не пропорционально изгибу, а значительно быстрее. Подбором профиля пружины можно добиться, чтобы возрастание сопротивления при сжатии компенсировало возрастающую по квадратичному закону деформацию мембраны от скорости потока. Свободный конец пружины соединяется с рычагом пера, регистрирующего скорость потока на барабане метеорографа.

Ординаты линии записи с достаточным приближением пропорциональны скорости ветра, действующего на трубку, соединенную с мембраной.

В качестве приемника пульсаций скорости ветра может быть также использован пропеллер с горизонтальной осью, соединен-

ный с укорачивающей пружиной (рис. 191). Лопастей пропеллера укрепляются под углом 45° к плоскости оси, на которой он поворачивается. Вращению пропеллера противодействует спиральная пружина, один конец которой соединен с осью, а другой прикреплен к пластине корпуса прибора. При вращении пропеллера происходит изменение длины пружины таким образом, что угол поворота оси пропорционален не давлению, а скорости набегающего потока.

Пропеллер имеет поверхность, устанавливаемую параллельно набегающему потоку, для демпфирования собственных колебаний, вызываемых ударами порывов ветра. Ось пропеллера соединена с рычагом пера, регистрирующего скорость ветра на барабане метеорографа.

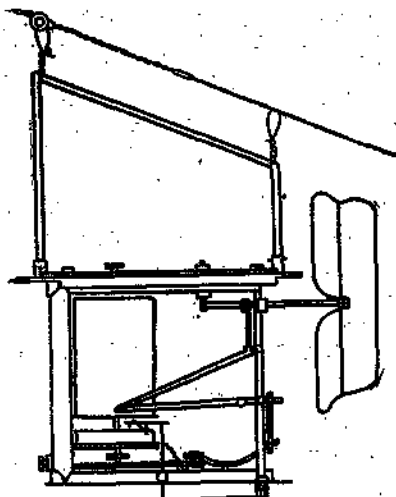


Рис. 191. Схема приспособления в метеорографе для записи мгновенных значений скорости ветра.

На рис. 191 представлен внутренний вид метеорографа с приемником мгновенной скорости ветра в виде пропеллера с горизонтальной осью. С помощью такого прибора в Павловской аэрологической обсерватории было впервые изучено распределение порывистости ветра в свободной атмосфере.

Для измерения пульсаций скорости ветра может быть использован анемометр с крестом Робинсона и центробежным регулятором на оси вращения. Пружина центробежного регулятора соединяется с рычагом пера записывающего механизма.

Приборы с механическими анемометрами обладают большой инерцией и регистрируют без заметных ошибок лишь низкочастотные пульсации скорости и направления ветра. Короткопериодные (высокочастотные) пульсации ими сглаживаются.

От этих недостатков почти свободны электрические анемометры (термоанемометры), коэффициент инерции которых может быть доведен до десятых и даже до сотых долей секунды, что позволяет с их помощью улавливать «мгновенные» колебания скорости ветра. Несмотря на сложность измерительной аппаратуры, нелинейную зависимость между показаниями прибора и скоростью ветра термоанемометры приобретают все большее распространение в аэрологических исследованиях.

441-447

§ 2. Измерение вертикальных движений в атмосфере с помощью шаров-пилотов и шаров-зондов

Вертикальные движения воздуха могут быть определены по отклонениям фактической скорости подъема шара-зонда от средней (или расчетной) ее величины, по движениям уравновешенных шаров-пилотов, либо шаров-пилотов, обладающих малой средней скоростью подъема и, наконец, с помощью зондовых перегрузочных приборов (акселерометров или акселерографов).

Эти методы основываются на предположении, что шар-пилот (шар-зонд) обладает незначительной инерцией и достаточно «послушно» следует за вертикальными движениями воздуха. Теоретические исследования движения шара-зонда в неустановившемся потоке, выполненные С. М. Шметером и Г. М. Львовым, показали, что до высот 8—10 км, где плотность воздуха еще достаточно велика, шар-зонд без существенных искажений повторяет движения воздуха. Согласно этим исследованиям, инерция шара-зонда возрастает с уменьшением плотности воздуха и увеличением размеров шара.

1. Измерение вертикальных движений в атмосфере с помощью уравновешенных шаров-пилотов. Если резиновую оболочку наполнить водородом так, чтобы свободная подъемная сила шара была равна нулю, то такой шар, поднятый в атмосферу, будет увлекаться воздушными массами и следовать с ними вдоль их траекторий. С помощью базисных теодолитных наблюдений за таким шаром-пилотом можно легко определить в любой момент времени его положение в пространстве, а тем самым определить его траекторию.

Смещения уравновешенного шара-пилота в вертикальной плоскости отображают вертикальные движения воздуха в атмосфере.

Подъем уравновешенного шара-пилота на ту или иную высоту можно произвести с помощью обычного шара-пилота. Уравновешенный шар-пилот прикрепляется с помощью нити к уравновешенному и выпускается в полет. Нить соединяется со специальным отцепным механизмом или в нее вплетается зажигательный шнур такой длины, чтобы пережог нити произошел на заданной высоте (соответственно времени тления шнура).

Недостатком этого метода является то, что шар-пилот, уравновешенный у поверхности земли, при иной температуре в свободной атмосфере, а также под влиянием солнечной радиации может приобрести на высоте дрейфа свободную подъемную силу, и поэтому перестать следовать точно вертикальным перемещениям воздуха в атмосфере.

Допустим, что в некоторый момент времени свободная подъемная сила шара-пилота равна нулю, т. е.

$$A = V\rho - m = 0, \quad (1)$$

где V — объем шара, ρ — вес 1 м³ воздуха, m — вес оболочки и водорода в ней.

Вес водорода равен

$$m' = V\gamma, \quad (2)$$

где γ — вес 1 м³ водорода.

Подставив величину объема шара-пилота из (2) в (1), получим

$$A = \frac{\rho}{\gamma} m' - m. \quad (3)$$

Заменив величины ρ и γ через их начальные значения при помощи уравнения Клапейрона, получим

$$A' = \frac{\rho_0}{\gamma_0} \frac{T'}{T} m' - m, \quad (4)$$

так как

$$\rho = \frac{\rho_0 T_0}{T}, \quad \gamma = \frac{\gamma_0 T_0}{T'},$$

где T' — температура водорода (в °K), а T — температура окружающего воздуха (в °K).

Из выражения (4) следует, что если $T' = T$, то $A' = A = 0$.

Рассмотрим, как изменится подъемная сила шара-пилота при изменении температуры воздуха и водорода. Дифференцируя выражение (4) и записывая результат в конечных разностях, получим, что

$$\Delta A = \frac{\rho_0}{\gamma_0} m' \left(\frac{\Delta T'}{T} - \frac{T' \Delta T}{T^2} \right). \quad (5)$$

Так как $\frac{T'}{T} \approx 1$, то

$$\Delta A = V_0 \rho_0 \frac{\Delta_1 T}{T}, \quad (6)$$

где $\Delta_1 T = \Delta T' - \Delta T$, V_0 — начальный объем шара.

Из выражения (6) следует, что величина возникающей подъемной силы из-за разности изменения температуры водорода и окружающего воздуха равна произведению веса начального объема воздуха, вытесненного шаром, на разность изменения температуры водорода и воздуха, деленному на температуру (абсолютную) окружающего воздуха.

Благодаря возникновению свободной подъемной силы шар-пилот начнет перемещаться по вертикали с некоторой скоростью.

Для компенсации эффекта перегрева уравновешенный шар-пилот снабжается достаточно большой, но незначительной по весу демпфирующей плоскостью, которая своим сопротивлением гасит возникающие стремления шара двигаться относительно воздуха. Как показали экспериментальные исследования, плоскость размерами 90×90 см уменьшает возникающие из-за перегрева скорости почти в три раза.

Для измерения вертикальных движений в облаках шар-пилот должен быть уравновешен вместе с диполем, и наблюдения за перемещениями шара следует проводить с помощью радиолокатора. При подобных исследованиях уравновешенный шар-пилот можно выпускать в облаке с самолета или аэростата.

2. Измерение вертикальных движений в атмосфере с помощью неуравновешенных шаров-пилотов (шаров-зондов). Измерение вертикальных пульсаций скорости ветра можно проводить с помощью неуравновешенных шаров-пилотов и шаров-зондов. В этом случае предполагается, что вертикальная скорость воздуха W_v равна отклонению фактической скорости подъема шара W_a от теоретически вычисленной скорости W_t или от средней скорости $\bar{W}$.

$$W_v = \bar{W} - W_a. \quad (7)$$

Скорость подъема шара определяется с помощью базисных теодолитных наблюдений или по данным радиолокационного прослеживания за перемещениями шара. В тех случаях, когда к шару-зонду подвешен метеорограф или радиозонд, скорость подъема определяется по данным обработки показаний прибора.

При выборе времени, в течение которого вычисляется величина $\bar{W}$, следует учитывать масштаб изучаемых вертикальных движений в атмосфере. Чем меньше масштаб изучаемых вертикальных движений, тем меньшим должен быть выбран временной интервал осреднения.

При вычислении $\bar{W}$ для шаров-зондов, снабженных гребенчатым радиозондом, осреднение обычно производится для слоя толщиной 2—3 км, в котором еще нельзя ожидать заметного изменения средней скорости подъема шара за счет изменения плотности воздуха. При использовании подъемов шаров-пилотов или радиозондов с большей частотой подачи сигналов давления (радиозонд А-22-III) осреднение может быть получено для более тонких слоев.

По данным Корби (Англия), в тропосфере этим методом с достаточной точностью можно определять вертикальные движения воздуха со скоростью большей, чем 60 см/сек. Кроме того, с увеличением высоты ошибки метода растут. На рис. 192 приведен пример результатов измерений вертикальных скоростей воздуха над Англией.

П. Ф. Зайчиков предложил другой метод измерения вертикальных движений воздуха с помощью шаров-зондов, снабженных радиозондом с пропеллером. Сущность этого метода состоит в следующем. Если обозначить вертикальную скорость подъема радиозонда относительно земли через W_a , а относительно воздуха через W_0 , то вертикальная скорость воздуха определяется выражением

$$W_v = W_a - W_0 \quad (8)$$

Скорость радиозонда W_a может быть определена обычным способом по данным измерения давления и температуры воздуха на высотах. Относительную скорость подъема радиозонда W_0 можно определить, пользуясь пропеллером радиозонда в качестве анемометра, по данным о числе оборотов пропеллера. Число оборотов пропеллера в радиозонде РЗ-049 подсчитывается по контрольным сигналам коммутатора влажности, подаваемым через каждые 80 оборотов пропеллера. В этом случае скорость подъема радиозонда относительно воздуха вычисляется по формуле

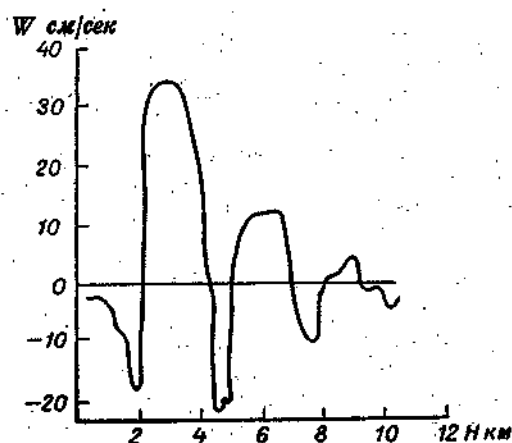


Рис. 192. Вертикальные скорости воздуха, измеренные 15 апреля 1954 г. (по Корби).

$$W_0 = \Omega \frac{80}{\Delta\tau} = \Omega \omega, \quad (9)$$

где Ω — шаг пропеллера, равный перемещению воздуха, вызывающему один оборот пропеллера, $\Delta\tau$ — время между двумя последовательными контрольными сигналами влажности, ω — угловая скорость вращения пропеллера.

Шаг пропеллера Ω зависит от плотности воздуха

$$\Omega = A + B \frac{\rho_0}{\rho_z \omega}, \quad (10)$$

где ρ_0, ρ_z — плотность воздуха у поверхности земли и на высоте z , A и B — постоянные коэффициенты.

Величина коэффициента A зависит от угла наклона лопастей крыльчатки радиозонда к плоскости пропеллера. Коэффициент B численно равен скорости страгивания пропеллера, т. е. скорости потока, при которой пропеллер начинает вращаться.

Подставляя из формулы (10) значение Ω в формулу (9), получаем, что

$$W_0 = A\omega + B \frac{\rho_0}{\rho_z} \quad (11)$$

Значения коэффициентов A и B определяются путем продувок пропеллера радиозонда в аэродинамической трубе.

В настоящее время широко применяются методы измерений вертикальных движений воздуха с помощью перегрузочных приборов (зондовых акселерографов), поднимаемых на шарах-зондах. Эти приборы измеряют силы инерции, возникающие при изменениях скорости подъема шара-зонда, связанные с воздействием порывов воздуха на шар. Фактически измеряется смещение Δx инертной массы m относительно точки подвеса (рис. 193). Величина начальной длины пружины x_0 , соответствующей покою или равномерному движению системы, определяется по формуле

$$kx_0 = mg, \quad (12)$$

где k — жесткость пружины, m — масса груза.

Если шар-зонд движется с ускорением j , то

$$m(g + j) = k(x_0 + \Delta x), \quad (13)$$

откуда

$$\Delta x = \frac{m}{k} j. \quad (14)$$

Формула (14) показывает, что смещение инертной массы в зондовом перегрузочном приборе пропорционально ускорению шара-зонда, а следовательно, и ускорению воздушного потока. Вертикальную скорость воздуха можно получить, интегрируя запись перегрузочного прибора по времени.

Первый зондовый акселерограф был построен в Германии Г. Х. Юнге. Колебания груза записывались на закопченной бумажной ленте, закрепленной на барабане, вращаемом часовым механизмом.

Е. А. Бесядовский и Г. Н. Шур разработали зондовый радиоакселерометр (рис. 194). Инертный груз в этом приборе жестко связан с латунным конусом, проходящим внутри контурной

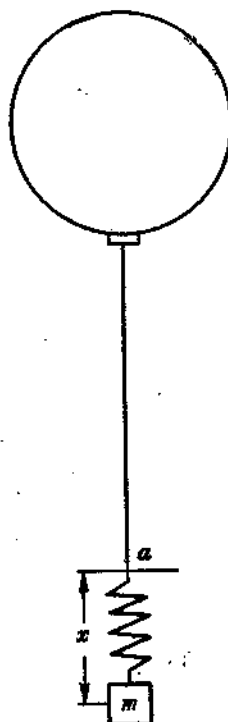


Рис. 193. Принципиальная схема зондового акселерометра.

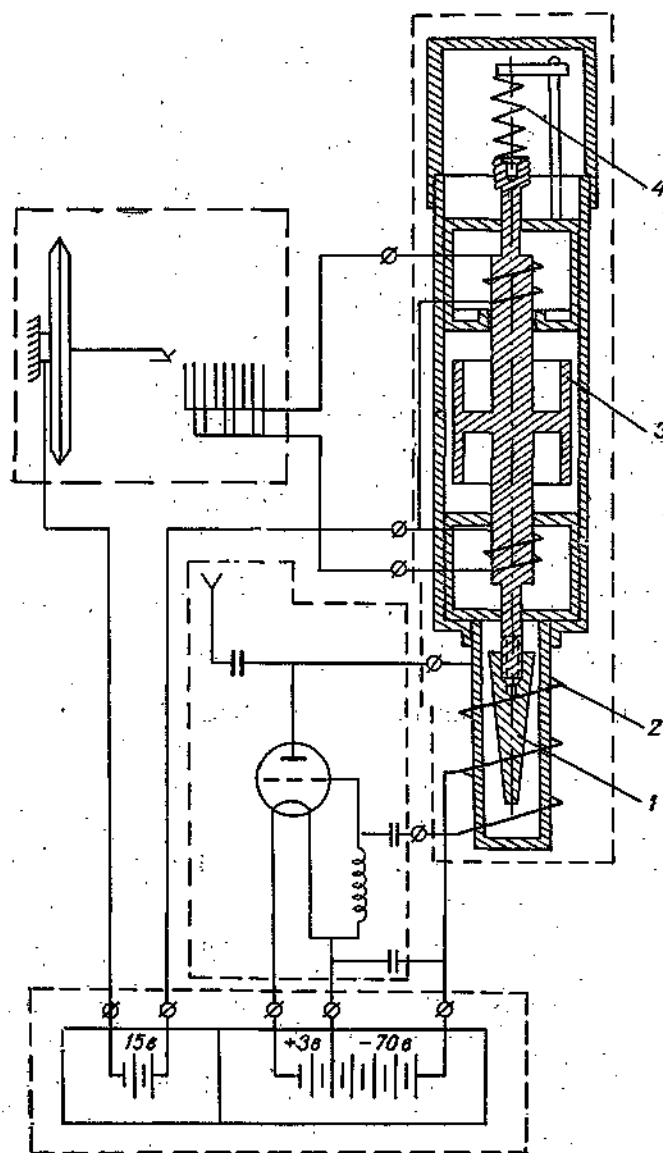


Рис. 194. Схема радиопередающего зондового измерителя турбулентности.

1 — корпус, 2 — контур передатчика, 3 — груз, 4 — пружина.

катушки радиопередатчика. Перемещения конуса изменяют индуктивность контура, а следовательно, и несущую частоту радиопередатчика. Регистрация сигналов прибора производится на киноплёнке в виде непрерывной линии с помощью радиоприемника с панорамной приставкой. Для определения высоты полета прибор снабжен бароузлом. Во Франции аналогичный прибор был создан Пелегреном.

Методика обработки записей зондовых акселерографов разработана еще недостаточно, в частности пока не найден способ исключения ошибок, связанных с раскачиванием прибора в полете.

§ 3. Измерение пульсаций скорости ветра на свободных аэростатах

а) Одним из наиболее удобных способов исследования турбулентности является измерение пульсаций скорости ветра на свободных аэростатах. Наилучшие результаты могут быть получены во время дрейфа аэростата на заданной барометрической высоте. В этом случае на уровне полета шар движется со скоростью, равной средней скорости ветра, и, таким образом, с помощью высокочувствительных приемников, связанных с аэростатом, можно измерять непосредственно горизонтальную составляющую скорости возмущений среднего потока v' .

С помощью формулы

$$L = v' \tau,$$

(где L — линейный масштаб возмущения, v' — турбулентная составляющая скорости, τ — время сохранения знака возмущения) можно перейти от временных к пространственным пульсационным характеристикам ветра. Если наряду с пульсациями скорости ветра необходимо знать ее среднее значение, то оно может быть определено, например, с помощью радиолокационного проследживания летящего аэростата. Большим преимуществом измерений на аэростате является возможность в процессе полета менять высоту, а также задерживаться на том или ином уровне на необходимый для измерений промежуток времени. При подъеме приборов на автостратостате режим полета задается заранее.

б) Аэростатные приборы для измерения вертикальных и горизонтальных пульсаций скорости ветра представляют собой комбинацию высокочувствительных анемометров с достаточно точным барографом или статоскопом. Последние служат для регистрации высоты полета. Приемники анемометров могут быть механическими или термоэлектрическими. Термоэлектрические анемометры имеют значительно большую чувствительность, чем механические, но они обладают тем существенным недостатком, что с их помощью невозможно производить измерения в облаках, поскольку теплоотдача нитей здесь обусловли-

вается не только скоростью набегающего на них потока, но и потерей тепла на нагрев и испарение облачных капель, осаждающихся на нити. Поэтому для измерений пульсаций скорости ветра предпочтение отдается анемометрам с мельничкой, вращающейся с очень малым трением.

Исследования зависимости работы крыльчатых анемометров от плотности воздуха, проведенные С. М. Шметером и В. Н. По-

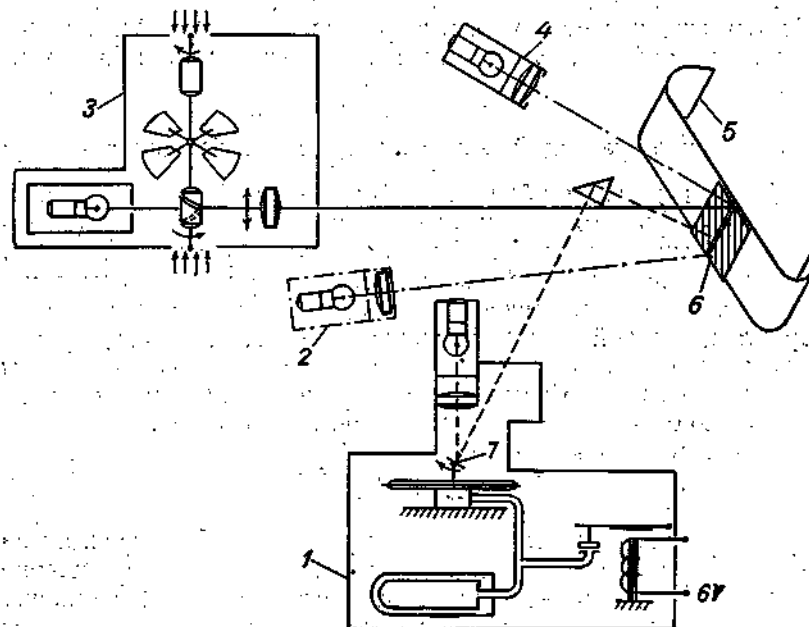


Рис. 195. Схема прибора ВАС.

1 — узел статоскопа, 2 — узел отметки по времени, 3 — узел анемометра, 4 — узел ручной отметки, 5 — пленка, 6 — щель, 7 — зеркало.

кровским, показали, что от земли и до уровня 14 км они работают вполне удовлетворительно. Шаг крыльчатки в этом интервале высот практически остается неизменным, что позволяет использовать для обработки результатов измерений тарифовку анемометров, произведенную при наземной плотности воздуха.

Скорость и направление вертикальных движений воздуха вычисляются по формуле (8).

На рис. 195 приведена схема вертикального анемостатоскопографа (ВАС), разработанного В. С. Хахалиным. Измерение W_0 производится с помощью вертикального анемометра с мельничкой. На струнной оси расположена мельничка с полым цилиндром, на поверхности которого имеется винтообразный вырез для прохождения светового луча. Световой луч от источ-

ника света проходит через вырез к фоторегистратору. Запись показаний анемометра представляет собой наклонные линии. Направление наклона указывает на направление смещения аэростата относительно воздуха, а количество линий на единицу длины пленки фоторегистратора дает величину скорости.

Измерение значений W_a производится с помощью микростатоскопа. Свободный конец мембраны статоскопа имеет зеркальце, на которое падает луч света от электрической лампочки и отражается затем в фотокамеру. Изменение высоты полета свободного аэростата представляется непрерывной световой линией на фотопленке. Возвращение статоскопа в нулевое положение при длительном вертикальном перемещении аэростата производится автоматическим прерывателем.

Фотокамера имеет электрический моторчик для протяжки кинопленки, питающийся от аккумуляторной батареи. Прибор снабжен отметчиком времени.

Проверка анемометра производится в аэродинамической трубе, а статоскопа — в барокамере.

Результаты измерений движений воздуха в свободной атмосфере, проводимых на свободных аэростатах, зависят от выбора места для размещения прибора вблизи гондолы аэростата, так как при подъеме или спуске вокруг аэростата поле скоростей ветра искажается. Размещение анемометрических приборов в этом искаженном поле аэростата приводит к искажению данных, характеризующих состояние атмосферы.

Исследования, проведенные Н. З. Пинусом, показали, что приборы на уровне корзины следует помещать не ближе, чем на расстоянии, равном радиусу аэростата, а под корзиной — на расстоянии 20—30 м. При таком размещении относительная погрешность определения скорости перемещения аэростата относительно окружающего воздуха не будет превышать 5%. Помещение прибора ниже корзины аэростата создает большие неудобства в работе наблюдателей, связанные с необходимостью частого подъема прибора для контроля его работы, а также с ухудшением его работы из-за возможного попадания песка в приемную часть при сдаче балласта.

Чтобы поместить анемометрический прибор на расстоянии, равном величине радиуса аэростата от корзины, необходимо привязать его к веревке, укрепленной к лапе верхнего параболического пояса аэростата.

в) Анемометрические приборы при полетах на аэростате могут быть также использованы для измерений пульсации вертикального градиента горизонтальной составляющей скорости ветра. На рис. 196 приведен прибор, представляющий комбинацию двух анемометров — вертикального и горизонтального. Прибор снабжен флюгаркой. Он опускается на тросе под корзину аэростата на 50—100 м, и мельничка горизонтального анемо-

метра устанавливается в направлении разности векторов ветра на двух высотах — высоте аэростата и высоте прибора.

Запись числа оборотов мельнички производится на шлейфовом осциллографе (рис. 197), помещенном в корзине аэростата.

Для осуществления дистанционной записи используются фотосопротивления, освещаемые электролампочкой. При каждом обороте мельнички фотосопротивления экранируются ширмочкой, укрепленной на оси анемометра. На осциллограмме пульсации фототока регистрируются в виде зубчиков, число которых в единицу времени позволяет вычислить скорость вращения мельнички анемометра. Высота полета регистрируется на той же осциллограмме с помощью статоскопа, установленного в корпусе осциллографа.

Измерения параметров атмосферной турбулентности можно также производить на автоматических аэростатах. Один из способов измерений скорости порывов воздуха основан на следующем. К оболочке автоматического аэростата подвешивается с помощью стропы маленький шар, наполненный воздухом. В то время как оболочка автостратостата, обладающая значительной массой и большими размерами, почти не реагирует на мелкомасштабные турбулентные порывы ветра, маленький

Рис. 196. Вертикальный и горизонтальный анемометр.

шар является весьма чувствительным приемником таких порывов. При его смещении под воздействием порывов меняется натяжение в стропе, к которой он подвешен. Измеряя с помощью механического или тензометрического динамометра натяжение в стропе и одновременно фиксируя угол, образованный стропой с вертикалью, можно определить скорость и направление турбулентного порыва ветра. Данные измерений регистрируются самопишущим прибором.

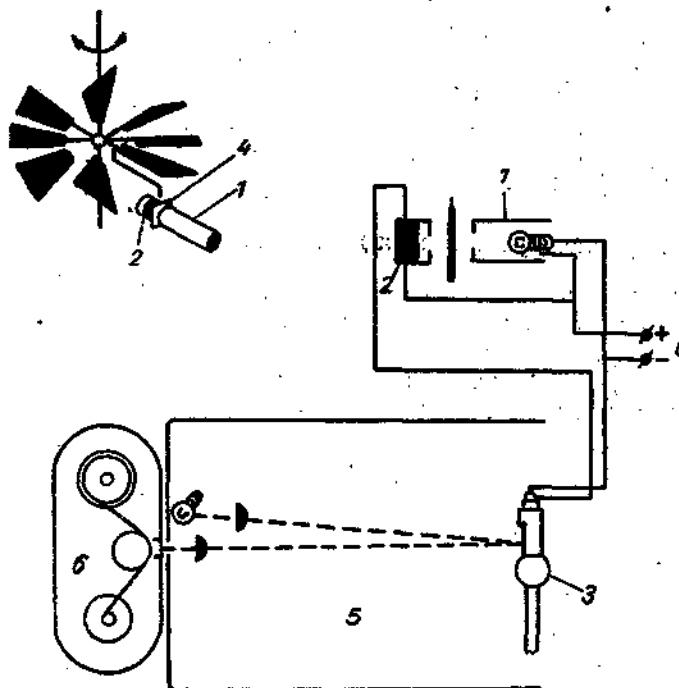


Рис. 197. Электрическая схема регистрации числа оборотов анемометра.

1 — осветительная лампочка, 2 — фотосопротивление, 3 — шлейфгальванометр, 4 — ширмочка, 5 — осциллограф, 6 — кассета с фотопленкой.

Другой метод, предложенный Пелегреном, заключается в том, что, используя шар, летящий на заданной высоте, и предполагая неподвижность шара относительно среднего ветра, измеряют пульсации скорости в среднем потоке. Для этих измерений используются термоанемометры, закрепленные на крестовине или горизонтальной штанге (рис. 198), подвешенной под оболочкой в зоне, где возмущения потока, обусловленные шаром, пренебрежимо малы. Регистрация результатов измерений производится на шлейфовом осциллографе. Постоянство заданной высоты полета поддержива-

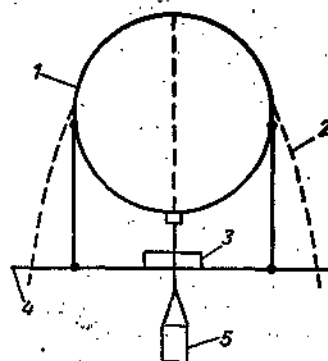


Рис. 198. Схема аэростатного прибора Пелегрена.

1 — шар, 2 — зона возмущений, 3 — коробка управления и регистраторы, 4 — термоанемометры, 5 — балласт и аккумуляторы.

ется с помощью балластной системы с автоматическим управлением. Используя одновременно несколько термоанемометров, установленных на разных расстояниях друг от друга, можно наряду с пульсациями скорости ветра определить по корреляции между показаниями отдельных анемометров размеры локальных возмущений.

§ 4. Измерение вертикальных движений с помощью планеров

Для измерения скоростей вертикальных движений воздуха могут быть использованы планеры. Сущность метода состоит в том, что определяются отклонения скорости снижения планера от расчетной, соответствующей так называемому нормальному режиму планирования. Разность между нормальной скоростью

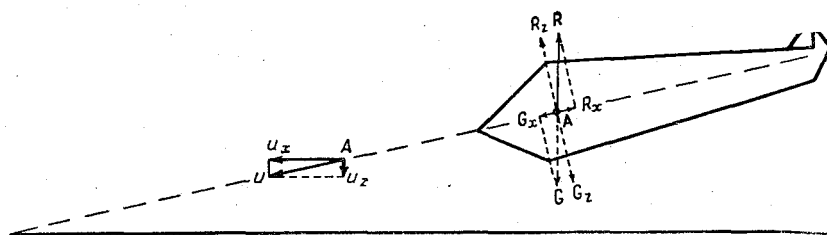


Рис. 199. Силы, действующие на планер.

снижения и действительно наблюдаемой дает величину и знак вертикальной скорости воздуха.

Рассмотрим силы, действующие на планер в нормальном планирующем полете с постоянной скоростью по прямолинейной траектории. Для осуществления такого полета все силы, приложенные к планеру, должны быть, как известно из механики, взаимно уравновешены, и он будет двигаться по инерции.

На планер действуют: сила веса G (рис. 199), подъемная сила R_z , направленная перпендикулярно движению, и сила лобового сопротивления R_x . Равнодействующую этих сил обозначим R . Она может быть вычислена по формуле

$$R = c_a S \frac{\rho u^2}{2}, \quad (15)$$

где u — скорость планирования, ρ — плотность воздуха, S — несущая поверхность крыльев планера, c_a — коэффициент аэродинамического сопротивления, зависящий от угла атаки α .

Для осуществления прямолинейного и равномерного полета необходимо, чтобы силы R и G были равны по величине, противоположны по направлению и проходили через одну и ту же

точку. Из равенства $R=G$ следует, что скорость планирования равна

$$u = \sqrt{\frac{2G}{c_a S \rho}}. \quad (16)$$

Обозначим нагрузку, приходящуюся на 1 м^2 поверхности крыльев, через P , т. е. $P = \frac{G}{S}$; тогда выражение (16) можно записать в виде

$$u = \sqrt{\frac{2P}{c_a \rho}}. \quad (17)$$

Для планера величина $\rho = \text{const}$, поэтому скорость его планирования зависит только от угла атаки и плотности воздуха, т. е. от высоты полета. При заданном угле атаки скорость планирования зависит лишь от распределения плотности воздуха с высотой.

Определим теперь скорость снижения планера, т. е. скорость, с которой он теряет высоту при планировании на данном угле атаки. Обратимся к рис. 199. Из подобия треугольников Auu_z и AR_xR следует, что

$$\frac{u_z}{u} = \frac{R_x}{R} = \frac{c_x}{c_a},$$

где c_x — коэффициент лобового сопротивления планера, а отсюда

$$u_z = u \frac{c_x}{c_a}. \quad (18)$$

Подставляя значение скорости планирования из выражения (17) в (18), получим

$$u_z = \sqrt{\frac{2P}{\rho}} \frac{c_x}{c_a^{\frac{3}{2}}}. \quad (19)$$

Величина $\frac{c_x}{c_a^{\frac{3}{2}}}$ зависит от угла атаки, и эта зависимость

определяется типом планера. Для наиболее употребительных профилей крыльев и углов атаки, на которых чаще всего летают планеры, можно допустить, что $c_a = c_z$, где c_z — коэффициент подъемной силы, и определить c_a по кривой $c_x = \varphi(c_z)$, которая известна для каждого типа планера. Таким образом, скорость снижения планера может быть вычислена по формуле

$$u_z = \sqrt{\frac{2P}{\rho}} \frac{c_x}{c_z^{\frac{3}{2}}}. \quad (20)$$

Истинная скорость снижения планера при данном угле атаки, которая может быть измерена с помощью вариометра, будет отличаться от расчетной только в том случае, если на планер будет влиять вертикальный поток воздуха атмосферы.

Зная истинную скорость снижения планера по вариометру u_n и расчетную скорость снижения при нормальном планировании на заданном угле атаки u_z , можно вычислить скорость вертикальных движений в пройденном слое атмосферы по формуле

$$w = u_z - u_n. \quad (21)$$

Если $u_z < u_n$, то, следовательно, планер попал в нисходящий поток воздуха, а если $u_z > u_n$ — в восходящий.

Планер следует, однако, «протарировать» в условиях «спокойного» состояния атмосферы, лучше всего рано утром в антициклональных условиях погоды. Определяя скорость планирования, а также скорость снижения при различных углах атаки и сопоставляя эти данные с расчетными, находят характеристики планера, используемого для измерения вертикальных движений в атмосфере.

§ 5. Измерение пульсаций скорости ветра при помощи самолета, снабженного акселерографом

При полете самолета в турбулентной зоне атмосферы устойчивость его движения нарушается. Это проявляется в виде «болтанки» самолета. Наибольшее влияние на полет при этом оказывают вертикальные порывы ветра. Измеряя ускорения горизонтально летящего самолета, вызываемые вертикальными движениями воздуха, можно приближенно вычислить скорость вертикальных порывов ветра.

В горизонтальном равномерном полете на самолет действуют следующие силы: вес самолета G , подъемная сила L , лобовое сопротивление R_x и тяга винта P . При этом взаимно уравновешиваются отдельно вертикальные и отдельно горизонтальные силы.

Если нарушается равенство горизонтальных сил R_x и P , то это приводит к тому, что полет будет происходить с ускорением вдоль траектории. Нарушение равенства вертикальных сил L и G делает горизонтальный полет невозможным, и самолет будет лететь либо с набором высоты, либо со снижением, а в общем случае — по криволинейной траектории с центростремительным или центробежным ускорением. Самолет испытывает при этом дополнительные нагрузки по сравнению с теми, которые он испытывает в горизонтальном полете.

Число, показывающее, во сколько раз подъемная сила самолета при данном режиме полета больше его веса, называется перегрузкой; она выражается простой формулой

$$n = \frac{L}{G}.$$

В горизонтальном полете подъемная сила равна весу самолета и, следовательно, $n=1$.

Рассмотрим упрощенный случай — мгновенный вход самолета в однородный восходящий вертикальный поток воздуха с резкой границей, на которой вертикальная скорость скачком меняется от 0 до w .

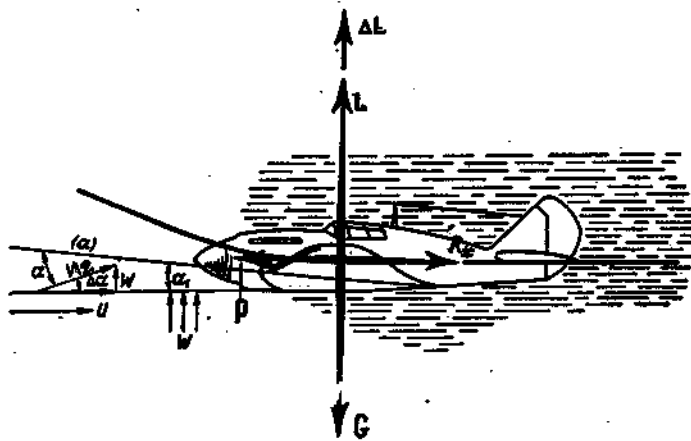


Рис. 200. Силы, действующие на самолет при входе в вертикальный поток воздуха.

Допустим, что самолет летит по траектории (рис. 200), которая проходит через его продольную ось, и что направление горизонтальной скорости u_1 совпадает с его осью. Угол, заключенный между хордой крыла и линией траектории полета, есть угол атаки α .

До входа самолета в вертикальный поток полет характеризуется равенством подъемной силы и веса самолета, т. е.

$$L = c_y S \frac{\rho u^2}{2} = G, \quad (22)$$

где c_y — коэффициент подъемной силы самолета при горизонтальном полете, S — несущая поверхность крыла, ρ — плотность воздуха, а u — горизонтальная скорость самолета.

При входе самолета в вертикальный поток, скорость которого равна w , скорость самолета изменится и будет равна $u_2 = u_1 + w$.

Угол между направлением вектора $\vec{u}_2$ и линией горизонта будет характеризовать изменение угла атаки α , которое обозначим через $\Delta\alpha$.

Из треугольника скоростей (рис. 200) видно, что

$$\operatorname{tg} \Delta\alpha = \frac{w}{u}.$$

Ввиду малости угла $\Delta\alpha$ можно принять, что

$$\Delta\alpha = \frac{w}{u}.$$

Вследствие изменения угла атаки на величину $\Delta\alpha$ изменится также подъемная сила самолета, которая уже не будет равна весу самолета, т. е.

$$L_1 = c'_y S \frac{\rho u_2^2}{2} \neq G,$$

где c'_y — коэффициент подъемной силы самолета в негоризонтальном полете.

На рис. 201 дан график зависимости коэффициента подъемной силы c_y от угла атаки α . Изменение коэффициента подъемной силы самолета c_y на величину Δc_y будет равно

$$\Delta c_y = \Delta\alpha \frac{dc_y}{d\alpha} = \Delta\alpha c_{y\alpha}.$$

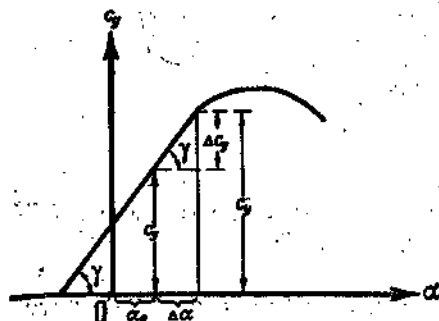


Рис. 201. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки.

Экспериментальные исследования показывают, что под влиянием вертикального порыва происходит мгновенное увеличение угла атаки при почти неизменной скорости самолета, благодаря чему происходит увеличение нагрузки на крылья. Поэтому можно считать, что $|\vec{u}_1| = |\vec{u}_2|$. Отсюда следует, что подъемная сила самолета при воздействии вертикального порыва ветра будет равна

$$L_1 = \left(c_y + \frac{w}{u} c_{y\alpha} \right) S \frac{\rho u^2}{2}. \quad (23)$$

Разделив выражение (23) на величину веса самолета, получим значение перегрузки

$$n = 1 \pm \frac{w}{u} \frac{c_{y\alpha}}{c_y} \frac{G}{S}. \quad (24)$$

Знак минус относится к случаю нисходящего потока, плюс — восходящего потока.

Заметим, что приращение перегрузки $n-1 = \frac{a}{g}$, где g — ускорение силы тяжести, а a — вертикальная составляющая ускорения самолета, так как $L=ma$, а $G=mg$, если через m обозначить массу самолета.

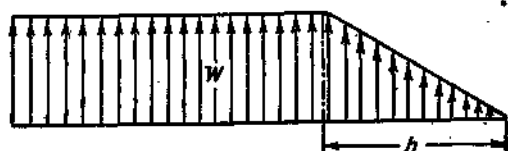


Рис. 202. Схема трапецевидного порыва.

В реальных условиях вследствие влияния вязкости резко ограниченные потоки в атмосфере отсутствуют и всегда имеется более или менее широкая переходная зона, в которой вертикальная скорость постепенно меняется от нуля до w (рис. 202). В аэродинамике эту область называют зоной градиента вертикальной

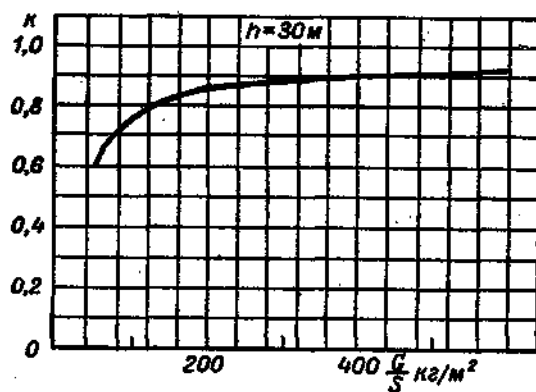


Рис. 203. Зависимость коэффициента k от $\frac{G}{S}$.

скорости. В случае если вертикальный порыв имеет трапецевидную форму, причем ширина зоны градиента равна h , в выражение для перегрузки (24) необходимо ввести поправочный коэффициент k , зависящий от h и от отношения $\frac{G}{S}$.

Зависимость k от $\frac{G}{S}$ для $h=30$ м приведена на рис. 203. Как видно из этого рисунка, в довольно широкой области изменений $\frac{G}{S}$ значение коэффициента k заключено в пределах 0,8—0,9.

Пользуясь формулой (24), можно вычислить так называемую эффективную скорость $w_{эф}$ вертикального порыва ветра

$$w_{эф} = \frac{2(n-1) \frac{G}{S}}{k_{рис_{ya}}}. \quad (25)$$

Вычисленная таким образом величина эффективной вертикальной скорости не равна в точности истинной вертикальной скорости воздушного потока, поскольку при выводе формулы (25) предполагалось, что речь идет о действии на самолет отдельного изолированного вертикального порыва ветра, причем 1) градиент скорости вертикального потока имеет заданную величину и 2) самолет в целом охватывается равномерным вертикальным потоком со скоростью $w_{эф}$.

Если самолет попадает в турбулентный слой атмосферы и на него воздействует серия следующих один за другим турбулентных порывов, то на его движение в каждом из отдельных порывов влияют ранее подействовавшие порывы. Степень и характер нарушения устойчивости движения в этом случае определяется спектральными характеристиками поля пульсаций вертикальной скорости в зоне полета. Точное вычисление $w_{эф}$ в этом случае требует применения спектрального математического аппарата.

При полете в турбулентной зоне наряду с вертикальными порывами на самолет действуют также горизонтальные порывы ветра. Дополнительная подъемная сила, обусловленная горизонтальным порывом, приближенно может быть определена по формуле

$$\Delta L_r = G \left(2 \frac{w_r}{u} + \frac{w_r^2}{u^2} \right), \quad (26)$$

где w_r — скорость горизонтального порыва, а u — воздушная скорость самолета.

Теоретические и экспериментальные исследования показали, что величина ΔL_r приблизительно в 10—12 раз меньше, чем приращение подъемной силы благодаря вертикальному порыву той же скорости. Поэтому для измерения горизонтальных ускорений самолета необходимо использовать более чувствительную аппаратуру, чем для измерения его вертикальных ускорений.

Формула (25) выведена при значительных упрощающих предположениях. Более строгая теория продольных колебаний самолета при его движении в турбулентной атмосфере для случая, когда полет осуществляется без вмешательства летчика в управление самолетом, была разработана М. И. Юдиным. Эта теория позволяет с высокой точностью определить компоненты скорости ветра по данным измерений характеристик возмущенного движения самолета. Однако в настоящее время точность приборов, применяемых для измерения характеристик движения

самолета в турбулентной атмосфере, мала, особенно продольных и поперечных перегрузок. Вследствие этого обычно используются лишь измерения вертикальных перегрузок самолета, по которым рассчитывается вертикальный компонент пульсаций вектора ветра.

Для расчета скорости вертикальных порывов может быть использована формула, полученная А. С. Дубовым. Она является частным случаем теории М. И. Юдина, а именно при ее выводе предполагалась малость горизонтальных пульсаций скорости ветра и скорости самолета

$$w = v_z + b\Delta n = g \int_0^t \Delta n(t) dt + b\Delta n. \quad (27)$$

Первый член правой части выражения (27) характеризует вертикальную скорость центра тяжести самолета, $\Delta n = n - 1$ — приращение вертикальной перегрузки в долях g , b — коэффициент, зависящий от характеристик конструкции самолета, его веса и скорости полета.

Формула А. С. Дубова является обобщением выведенной ранее формулы (25), дающей приближенное соотношение между вертикальным порывом ветра и перегрузкой самолета.

Результаты вычислений по формулам (25) и (27) для скоростных самолетов практически совпадают, поскольку такой самолет, находясь в порыве, не успевает приобрести заметную скорость. Это особенно справедливо для области высоких частот изменений скоростей вертикальных движений воздуха. При полетах на самолетах, имеющих малую скорость, значения w , вычисленные по формуле (27), могут на 20—30% превосходить величину, получающуюся при использовании формулы (25), так как самолет увлекается турбулентным порывом воздуха, что приводит к уменьшению испытываемой им перегрузки. Степень увлечения самолета, попавшего в вертикальный порыв, при прочих равных условиях растет с увеличением ширины зоны, охваченной вертикальными движениями воздуха одного знака (направления).

Более точное значение скоростей вертикальных порывов воздуха может быть получено, если измерять не только вертикальные перегрузки самолета, но и изменения угла тангажа, т. е. угла между продольной осью самолета и линией горизонта. В этом случае расчет скорости вертикальных порывов может быть произведен по другой формуле А. С. Дубова

$$w = g \int_0^t \Delta n(t) dt + b_1 \Delta n(t) - b_2 \varphi(t), \quad (28)$$

где $\varphi(t)$ — отклонение значения угла тангажа от его среднего значения.

Использование формулы (28) имеет то преимущество, что она содержит минимальную ошибку за счет возможного вмешательства пилота в управление самолетом (рулем высоты). Заметим, что летчик при полете в турбулентной атмосфере обычно вмешивается в управление самолетом, особенно при полетах в зонах с интенсивной турбулентностью.

Следует еще раз отметить, что метод самолетных перегрузочных измерений мало пригоден для исследований длиннопериодических турбулентных возмущений. При попадании в такую область самолет переносится вверх или вниз вместе с воздухом, не испытывая никаких перегрузок, с другой стороны, возмущения атмосферы очень большой частоты (более $7-10 \text{ сек.}^{-1}$) вызывают настолько малые перегрузки, что они не регистрируются большинством типов современных акселерографов.

§ 6. Приборы для измерения перегрузок самолета

Для измерения перегрузок самолета при полете в возмущенном слое атмосферы применяются устанавливаемые в центре тяжести самолета перегрузочные приборы — акселерометры или акселерографы.

Приемной частью (приемником) этих приборов служит тарированный груз, уравновешенный пружинами. При появлении перегрузки груз и связанный с ним указатель под действием инерционной силы перемещаются в ту или иную сторону в зависимости от знака перегрузки. Величина этого смещения пропорциональна значению перегрузки.

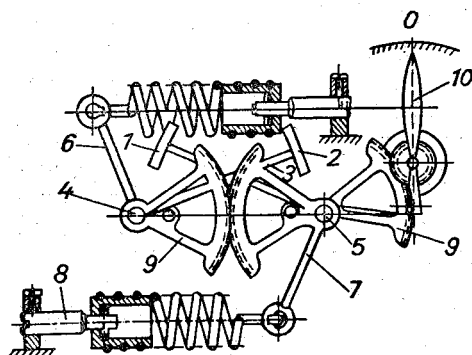


Рис. 204. Стрелочный акселерометр А-8.

Рассмотрим некоторые типы приборов.

а) Стрелочный акселерометр А-8 (рис. 204). Прибор предназначен для определения перегрузок, действующих на самолет в направлении, перпендикулярном плоскости крыла.

Механизм акселерометра состоит из двух инертных грузов 1 и 2, укрепленных на рычагах 3, поворачивающихся вокруг валиков 4 и 5. Вес грузов и плечи равны между собой. Под углом 90° к направлению рычагов находятся кривошипы 6 и 7, на концах которых шарнирно закреплены пружины. Концы кривошипов в направлении сжатия пружин свободно скользят по удлинителям 8. К валикам 4 и 5, кроме кривошипов, прикреплены секторы 9,

с помощью которых поворот валика передается на стрелку-указатель 10.

При измерении положительных перегрузок работает одна из пружин, а отрицательных перегрузок — вторая. Для фиксации наибольших перегрузок прибор снабжен специальными стрелками-фиксаторами, смонтированными на стенке прибора. Перемещение фиксаторов производится стрелкой-указателем с помощью специального штифта. Стрелки-фиксаторы могут устанавливаться в нулевое положение с помощью ручной кнопки с захватом.

Отсчет показаний производится по шкале, градуированной в единицах ускорения силы тяжести g . Положительные ускорения от 0 до 8 g идут по часовой стрелке, а отрицательные от 0 до —4 g — против часовой стрелки. Оцифровка шкалы выполнена через 2 g . Цена одного деления составляет 0,5 g .

Акселерометр монтируется на самолете так, чтобы шкала его располагалась вертикально к линии полета, при этом нулевое деление шкалы находится сверху. При горизонтальном невозмущенном полете стрелка-указатель устанавливается около деления 1 g ($n = \frac{L}{G} = 1$).

б) Однокомпонентный акселерограф (самописец перегрузок) СП-11 (рис. 205). Этот прибор служит для регистрации перегрузок, направленных вдоль вертикальной оси самолета. Самописец состоит из трех основных частей: чувствительного элемента со стрелкой и демпфером, лентопротяжного механизма и электромагнитного отметчика времени. Чувствительным элементом служит груз 1, подвешенный к корпусу 2 на четырех плоских 3 и двух цилиндрических 4 пружинах. Стрелка записи перегрузок шарнирно соединена с грузом через рычаг при помощи тяги. Для гашения собственных колебаний чувствительный элемент снабжен воздушным демпфером, состоящим из поршня, соединенного тягой с корпусом, и помещенного внутри груза.

Запись перегрузок приводится на бумажной ленте со специальным покрытием. Движение ленты, на которой производится запись, осуществляется лентопротяжным механизмом, состоящим из электродвигателя 5, ведущего валика 6, направляющего валика 7, нажимного валика 8, двух катушек — сматывающей 9 и наматывающей 10. Ведущий валик связан с электродвигателем двойной червячной передачей.

Отметчик времени 11 представляет собой электромагнит, на якоре которого закреплены стрелки. Получая импульсы тока от электроконтактных часов, отметчик времени пишет стальным штифтом ступенчатую линию на движущейся бумажной ленте.

Питание электроконтактных часов и электродвигателя лентопротяжного механизма осуществляется постоянным током напряжением 27 в от бортовой сети самолета.

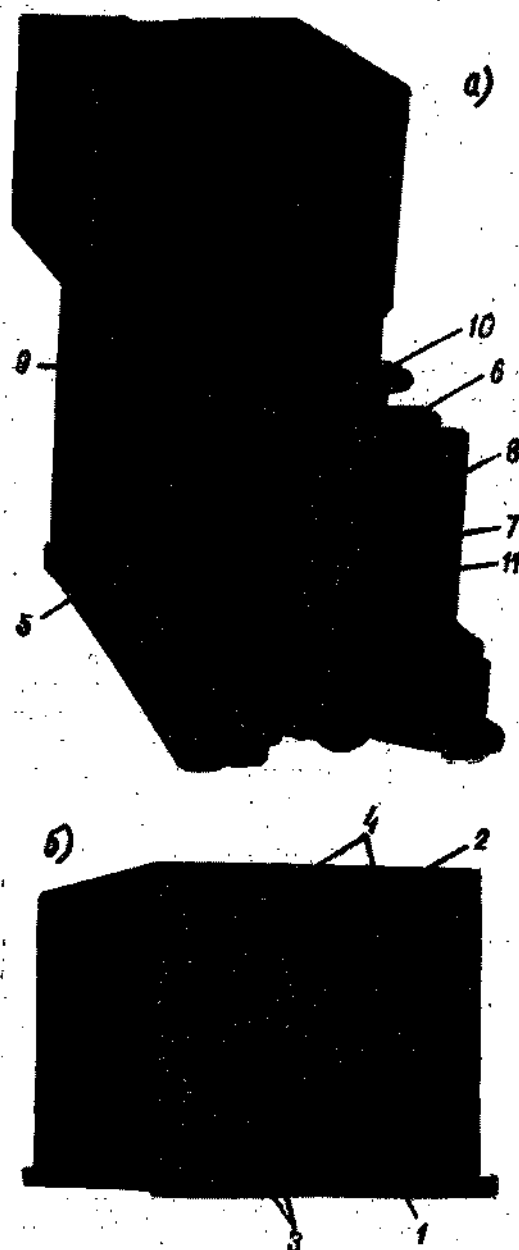


Рис. 205. Акселерограф СП-11.
а — общий вид, б — вид снизу.

Акселерограф регистрирует перегрузки в пределах от -1 до $+10\text{ g}$ с погрешностью, не превышающей $\pm 2\%$ всего диапазона ускорений. Длина ленты 10 м , ширина 60 мм , скорость движения ленты 5 мм/сек . Прибор крепится на самолете жестко четырьмя винтами.

в) Трехкомпонентный акселерограф. Прибор предназначен для записи трех составляющих перегрузок самолета (вертикальной, продольной и поперечной). Приемная часть его состоит из трех инертных грузов, уравновешенных пружинами таким образом, чтобы колебания каждого груза могли происходить только в одной плоскости — для записи соответственно вертикальной, продольной и поперечной слагающих ускорений самолета. Для устранения собственных колебаний приемные части акселерографа имеют воздушные или жидкостные демпферы. Запись всех компонентов ускорений осуществляется на общей ленте. На этой же ленте записываются отметки времени электроконтактных часов.

Ввиду того что самолет более чувствителен к вертикальным порывам, чем к горизонтальным, диапазон регистрируемых вертикальных перегрузок в $8-10$ раз превышает диапазон измерений поперечной и продольной слагающей ускорения самолета. Так, например, в широко распространенном трехкомпонентном акселерографе типа ЗП-11 на бумагу шириной 100 мм запись вертикальной перегрузки производится в пределах $-1 + 9\text{ g}$, продольной $\pm 1,5\text{ g}$ и поперечной $\pm 1\text{ g}$.

г) Электромеханические акселерографы. Описанные акселерографы являются механическими приборами, в которых чувствительный элемент связан с индикатором системой рычагов. Эти приборы имеют ряд недостатков. Собственные частоты механических акселерографов находятся в пределах $7-20\text{ гц}$. Такие приборы вследствие значительной инерционности мало пригодны для измерения параметров динамических процессов, протекающих в доли секунды. К недостаткам механических акселерографов относится также невозможность осуществления дистанционного разделения приемного и регистрирующего узлов прибора, что зачастую является весьма желательным, поскольку при изучении турбулентности приемник должен располагаться в центре тяжести самолета, тогда как наблюдатель может находиться в другом месте. В последние годы широкое распространение получили электромеханические акселерографы, в которых механические перемещения инертного груза вызывают изменение электрических параметров (сопротивления, емкости, индуктивности и т. д.). Изменения электрического параметра могут быть усилены с помощью соответствующих схем, благодаря чему чувствительность прибора увеличивается. Запись показаний производится дистанционно на шлейфовых осциллографах.

Примером электромеханического акселерометрического приемника перегрузок может служить потенциометрический приемник типа МП-66 (рис. 206, 207). В этом приемнике перемещения инертного груза преобразуются в изменение сопротивления с помощью потенциометра, по которому скользит ползунок, жестко связанный с грузом. Приемники МП-66 выпускаются на разные диапазоны перегрузок: от $\pm 1,5$ и до $\pm 10g$. Поэтому они могут быть использованы для регистрации как вертикальных, так и горизонтальных ускорений самолета. При мон-

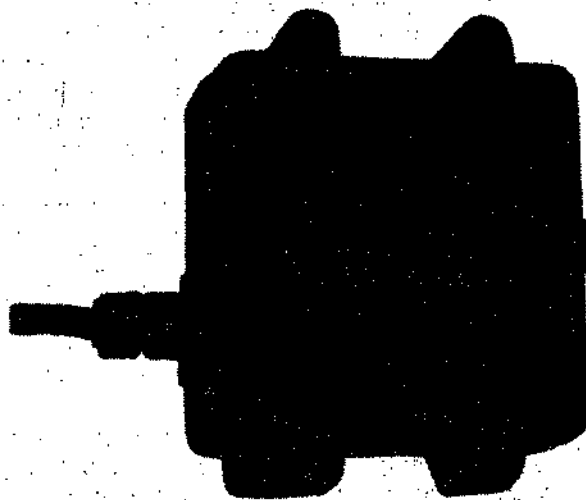


Рис. 206. Потенциометрический акселерометр МП-66 в собранном виде.

таже МП-66 на самолете приемник устанавливается таким образом, чтобы направление смещения груза совпадало с направлением измеряемых перегрузок.

Для преобразования механических перемещений инертного груза в изменение электрического сопротивления используются также тензометры. Так, например, в приборе, разработанном в Институте прикладной геофизики АН СССР, в качестве чувствительного элемента был использован груз, укрепленный на плоской консольной пружине, по обе стороны которой были наклеены проволочные тензометры сопротивления. Прогиб пружины приводит к изменению длины и диаметра проволоки тензометра, что вызывает изменение их сопротивления, которое регистрируется при помощи мостовой схемы. Собственная частота приемника при использовании жидкостного демпфера составляет около 20 гц.

Очень чувствительный акселерограф, в котором механико-электрические преобразования производятся с использованием пьезоэлектрического эффекта, был сконструирован В. И. Скац-

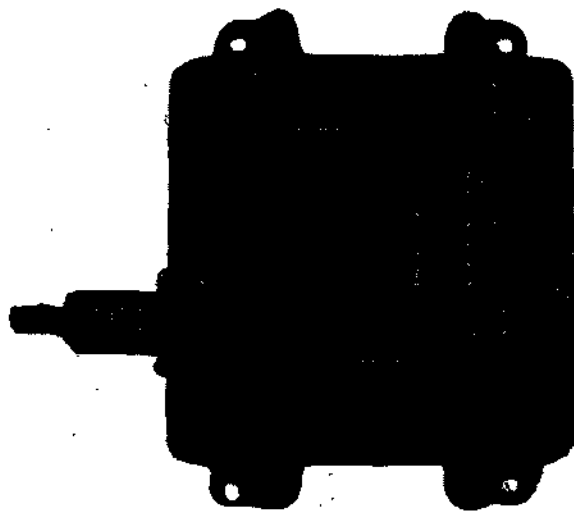


Рис. 207. Потенциометрический акселерометр МИ-66 без крышки.

ким (рис. 208). Инерционная масса m , подвешенная к оси O , воздействует на две цилиндрические пьезоэлектрические кварцевые пластины Q . Изменение давления инерционной массы на грани этих пластин, связанное с перегрузками самолета, приводит к изменению образующегося здесь количества электричества. Поступающие с электрометра электрические импульсы предварительно усиливаются с помощью усилителя постоянного тока. Пьезокварцевый приемник обладает высокой чувствительностью, малой инерционностью и не требует демпфирования. Высокая частота собственных колебаний (около 2000 гц) позволяет производить измерения всего спектра перегрузок практически без существенных искажений.

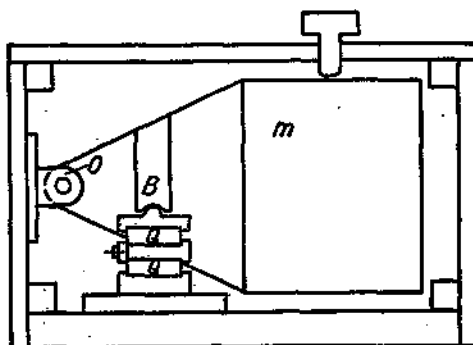


Рис. 208. Схема пьезометрического акселерометра В. И. Скацкого.

д) Электронный интегратор перегрузок. При вычислении эффективной вертикальной скорости ветра по формуле (27) необходимо знать вертикальную скорость центра тяжести самолета в турбулентном порыве v_z . Эта величина обычно находится с помощью весьма трудоемкой операции — графического интегрирования акселерограммы. Более оперативный способ определения v_z был предложен Г. Н. Шуром, сконструировавшим для этих целей прибор — электронный интегратор перегрузок, производящий автоматическое интегрирование перегрузок непосредственно в полете с записью значений v_z на ленте шлейфового осциллографа.

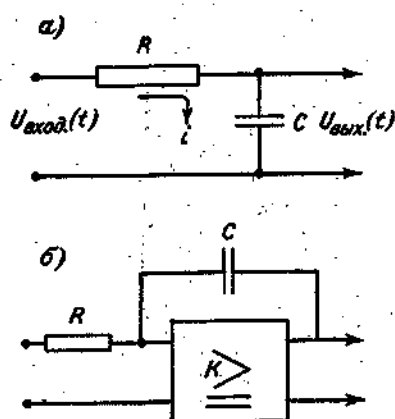


Рис. 209. Схема интегрирующей RC-цепочки (а) и электронного усилителя с глубокой отрицательной емкостной обратной связью (б).

Принцип действия электронного интегратора основан на интегрирующих свойствах реостатно-емкостной цепи при определенном выборе ее параметров. Пусть имеется RC-цепочка (рис. 209), причем R и C выбраны так, что даже при минимальной частоте изменения входного сигнала $U_{вх}$ падение напряжения на емкости C много меньше, чем падение напряжения на сопротивлении R . Тогда

$$i(t) = \frac{U_{вх}(t)}{R} \quad (29)$$

и

$$U_{вых}(t) = \frac{1}{C} \int i(t) dt = \frac{1}{RC} \int U_{вх}(t) dt, \quad (30)$$

т. е. напряжение на выходе цепочки пропорционально интегралу по времени от напряжения на входе.

Существенным недостатком этой схемы является то, что для возможно более точного интегрирования необходимо, чтобы постоянная времени цепочки $T=RC$ была как можно больше. Однако, как видно из формулы (30), при увеличении RC уменьшается величина выходного сигнала $U_{вых}$. Так, например, при

$$\begin{aligned} U_{вх}(t) &= 0 \quad t < 0, \\ U_{вх}(t) &= 1 \text{ в} \quad t \geq 0, \\ U_{вых} &= \frac{t}{RC} \text{ в}, \end{aligned}$$

т. е. при $t=1$ сек. $U_{вых}$ будет составлять 0,001 в. Для усиления и регистрации постоянного напряжения такой величины тре-

буются громоздкие и сложные устройства. Другим существенным недостатком этой схемы является то, что она имеет очень большое выходное сопротивление и, следовательно, не может быть подключена к омической нагрузке.

На рис. 210 представлена упрощенная принципиальная схема электронного интегратора. Роль R играет сопротивление R_1 , роль C — эквивалентная емкость схемы, равная

$$C_{\text{экв}} = C(1 + k),$$

где k — коэффициент усиления.

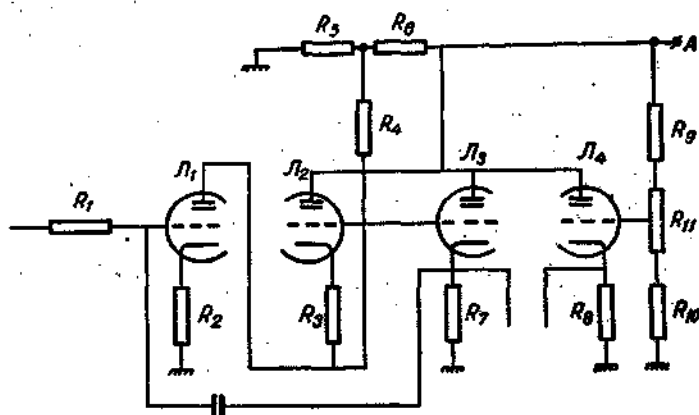


Рис. 210. Принципиальная схема электронного интегратора перегрузок.

§ 7. Проверка акселерометров и акселерографов

Акселерографы проверяются на специальной установке при температурах от -50 до $+30^\circ$. Тарировка проводится статически при помощи дополнительных грузов или посредством воздействия инерционных сил, возникающих при движении тела. Тарировка акселерографа от $-1g$ до $+1g$ проводится на установке, состоящей из массивной плиты, вращающейся вокруг горизонтальной оси. На плите имеются два уровня, по которым последняя устанавливается в строго горизонтальное положение, а также угломерное устройство для измерения угла поворота плиты относительно оси. При повороте плиты на пружину действует сила

$$P \sin \alpha = mg \sin \alpha.$$

Перегрузка равна отношению величины этой силы к весу груза акселерометра или акселерографа, т. е.

$$n = \frac{P \sin \alpha}{mg} = \sin \alpha.$$

При изменении угла поворота от 0 до 180° величина перегрузки изменяется от +1 *g* до -1 *g*. Если точность измерения угла поворота равна 5°, то точность тарировки будет ±0,001.

Тарировка сводится к тому, что, поворачивая плиту на определенный угол, записывают положение стрелки прибора.

Для тарировки акселерографа на перегрузки, превышающие 1 *g*, прибор крепится к плите в положении перегрузки +1 *g*, и к грузу подвешивается чашка с гирями, вес которой известен. Чашку нагружают постепенно и записывают положение стрелки после каждого прибавления гири, затем также постепенно снимают гири и записывают 5—6 точек обратного хода стрелки. Этот способ пригоден для тарировки акселерографа с воздушным демпфером.

Тарировка с воздействием инерционных сил производится на установке, состоящей из вращающейся фермы, на конце которой крепится прибор. Скорость вращения можно регулировать. Величина перегрузки определяется по величине возникающей центробежной силы и равна

$$n = \frac{r\omega^2}{g},$$

где ω — угловая скорость (в рад/сек), *r* — расстояние от оси вращения до центра тяжести груза.

Точность тарировки определяется точностью определения значений *r* и ω . Чтобы обеспечить точность тарировки до 0,5%, радиус фермы должен быть больше 1 м. Скорость вращения может быть определена с точностью до 0,1—0,5%.

Тарировочные кривые строятся на миллиметровке. По одной оси откладывается перегрузка в долях *g*, а по другой оси — ординаты, соответствующие перегрузкам.

Поскольку в подавляющем большинстве случаев ограничиваются статической тарировкой акселерографов, тарировочные данные пригодны лишь в тех случаях, когда период собственных колебаний прибора *T* много меньше периода возмущающей силы τ .

Чем меньше $\frac{T}{\tau}$, тем точнее соответствие между смещением указателя прибора под действием перегрузки и величиной перегрузки по тарировочному графику, построенному при калибровке прибора в статическом режиме.

§ 8. Обработка акселерограмм

Запись перегрузок, испытываемых самолетом во время полета, — акселерограмма — представляет собой ломаную линию, колеблющуюся относительно некоторого среднего положения, соответствующего $n=1$. При обработке акселерограмм снимаются ординаты пиков на записи перегрузок. С помощью тарировочной кривой снятые ординаты переводятся в перегрузки, выражаемые в долях g . Кроме значений перегрузок, могут быть определены линейные масштабы порывов ветра, обусловивших появление пиков на записи. Для этих целей находится длина пути, проходимого самолетом за период действия перегрузки одного знака. При обработке акселерограмм следует исключать перегрузки, вызванные не турбулентными порывами воздуха, а маневрами самолета (виражи, резкий спуск или подъем и т. д.). Кривая записи перегрузок при выполнении самолетом того или иного маневра представляет собой плавную более или менее растянутую кривую с медленным нарастанием или убыванием ускорений. Перегрузки турбулентного происхождения характеризуются узкими крутыми фронтами кривой с резким нарастанием и убыванием ускорений. Значения эффективной скорости вертикальных порывов воздуха вычисляются затем для максимальных перегрузок по формуле (25).

При использовании формул (27) и (28) необходимо по данным всех перегрузок и значений углов тангажа, полученных в результате обработки участка записи прибора, вычислить средние значения $\bar{v}_z$ и $\bar{\varphi}(t)$, а затем отклонения от этих средних значений, т. е. $\bar{v}_z - v_z$ и $\bar{\varphi}(t) - \varphi(t)$, входящие в расчетные формулы. Интеграл перегрузок, характеризующий величину вертикальной скорости центра тяжести самолета, определяется по кривой записи перегрузок с помощью планиметра или его значение получают автоматически при помощи электроинтегратора перегрузок.

При описанной методике вычисления вертикальных скоростей фактически предполагается, что самолет одинаково реагирует на турбулентные образования всех масштабов, которые обуславливают нарушение устойчивости его движения. Самолет сам является колебательной системой, по-разному реагирующей на различные частоты турбулентных пульсаций скорости ветра. В этом отношении его можно рассматривать как своего рода фильтр, реагирующий на определенный спектр частот.

Это обстоятельство может быть учтено применением для обработки акселерограмм гармонического анализа. Разложение записи перегрузок в ряд Фурье производится с помощью гармонического анализатора. Затем для каждого коэффициента ряда находится поправка, согласно частотной характеристике данного типа самолета и по исправленным значениям коэффициента

ряда Фурье определяется частотный спектр вертикальных скоростей.

Спектральная характеристика атмосферной турбулентности может быть получена по перегрузкам, если известна передаточная функция для самолета, описывающая реакцию самолета на внешние воздействия различных частот. Такой характеристикой является спектральная плотность $S(\Omega)$ где Ω — пространственная угловая частота в рад/м , причем $\Omega = \frac{\omega}{u}$. Здесь ω — частота в рад/сек , а u — скорость полета самолета в м/сек . $S(\Omega)$ характеризует распределение дисперсии пульсационной скорости ветра для различных частот Ω .

Спектральная плотность атмосферной турбулентности равна

$$S_r(\Omega) = \frac{S(\Omega)}{|S_c(\Omega)|^2}, \quad (31)$$

где $S(\Omega)$ — спектральная плотность перегрузок, испытываемых самолетом при полете в турбулентной атмосфере, а $S_c(\Omega)$ — передаточная функция для самолета.

Интеграл спектральной плотности атмосферной турбулентности для всех частот равен дисперсии скоростей вертикальных движений воздуха, действовавших на самолет,

$$\sigma_r^2(w) = \frac{1}{\pi} \int_0^\infty S_r(\Omega) d\Omega = \frac{1}{\pi} \int_0^\infty \frac{S(\Omega)}{|S_c(\Omega)|^2} d\Omega. \quad (32)$$

Глава IX

ПРИМЕНЕНИЕ РАКЕТ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ АТМОСФЕРЫ

Высоты, достигаемые метеорографами и радиозондами на резиновых шарах, наполненных водородом, редко составляют 30—35 км. Между тем многие задачи физики атмосферы и техники требуют осуществления подъемов научных приборов на значительно большие высоты. Для этого используются ракеты. Хотя история возникновения ракет относится к глубокой древности, теория ракетного полета и обоснование технической возможности запуска приборов при помощи ракет в стратосферу появились только в начале XX в.

Основателем и теоретиком ракетного полета является К. Э. Циолковский. Им разработаны основы теории ракетного полета, а также создан ряд проектов ракет. Ему же принадлежит идея применения ракет для исследования высоких слоев атмосферы. Еще в 1903 г. он писал, что «в качестве исследователя атмосферы предлагаю реактивный прибор. В далеком будущем виднеются перспективы, до такой степени важные, что о них едва ли теперь кто мечтает».

Однако лишь после Великой Октябрьской социалистической революции исследования К. Э. Циолковского получили широкое развитие.

Первая советская метеорологическая ракета была сконструирована в 1933 г. Она представляла собой снаряд сигарообразной формы с заостренной носовой частью. В хвостовой части снаряда имелось четыре взаимно перпендикулярных стабилизатора. Ракета работала на жидком топливе. Пуск ее происходил с помощью специального стартового устройства. Ракета была испытана в полете до высоты 10 000 м, рекордной для тех лет, и показала хорошие качества работы, в то время как ракета Годдара (Америка, 1935 г.) достигла лишь 2300 м, а ракета Оберта (Германия, 1932 г.) — 1800 м.

Особенно успешными были работы по развитию реактивной техники после 40-х годов. В 1946—1947 гг. начались ракетные исследования верхних слоев атмосферы (в СССР, США). К началу Международного геофизического года (июль 1957 г.) в СССР, США и других странах была создана небольшая сеть пунктов ракетного зондирования высоких слоев атмосферы.

В 1957 г. в СССР была запущена первая в мире межконтинентальная баллистическая ракета. Большие высоты, достигнутые ею, и высокая точность выхода на заданную траекторию явились важной предпосылкой к запуску искусственного спутника Земли.

4 октября 1957 г. стало днем величайшего триумфа советской науки и техники. В этот день был произведен успешный запуск первого в мире искусственного спутника Земли. Спутник был выведен на орбиту с максимальной высотой (апогея) около 900 км, и ракета-носитель сообщила ему необходимую орбитальную скорость около 8 км/сек. Успешный запуск первого спутника Земли открыл новую эру в развитии мировой науки.

В этой главе рассматриваются некоторые особенности ракетного метода исследования высоких слоев атмосферы.

§ 1. Принцип работы реактивного двигателя и характеристика ракет

Принцип работы реактивного двигателя довольно прост и заключается в следующем. Если поместить в замкнутый сосуд взрывчатое вещество и взорвать его (или горючую смесь и воспламенить ее), то образовавшиеся в сосуде газы окажут одинаковое давление на всю поверхность стенок сосуда. Если же сделать отверстие, скажем, в нижней стенке сосуда, то через него газы будут истекать до тех пор, пока давление в сосуде не сравняется с давлением окружающего воздуха. При истечении газов давление на боковые стенки сосуда взаимно уравновешивается, а верхняя стенка будет испытывать давление в направлении, обратном направлению истечения газов. Сила, действующая на поверхность верхней стенки сосуда, называется реактивной. Под влиянием реактивной силы сосуд будет перемещаться вверх. Сосуд, в котором совершается процесс взрыва или сжигания, называется камерой сгорания, а открытый канал, через который происходит истечение газов, — соплом; он обычно имеет конусообразную форму, что увеличивает скорость истечения.

Для работы реактивных двигателей используется твердое или жидкое топливо с подачей для процесса горения (при использовании жидкого топлива) необходимого количества окислителя. Если такой двигатель поместить в снаряд, то он под действием реактивной силы начнет двигаться в направлении, противоположном истечению газов. Обеспечение направления полета и его

устойчивости производится с помощью рулей и стабилизаторов. Так, например, в ракете V-2 (рис. 211) регулирование направления полета осуществляется при помощи четырех графитовых рулей, устанавливаемых в потоке выходящих газов. Рули связаны с гироскопами, стабилизированными по заданной высоте и курсам полета ракеты.

Применяются и другие системы управления, в частности крепление двигателя на шарнирных подвесах и регулирование наклона двигателя (камеры сгорания и сопла) автопилотом, связанным с гироскопом. Автопилот удерживает ракету на программированном курсе, поворачивая двигатель так, чтобы уси-

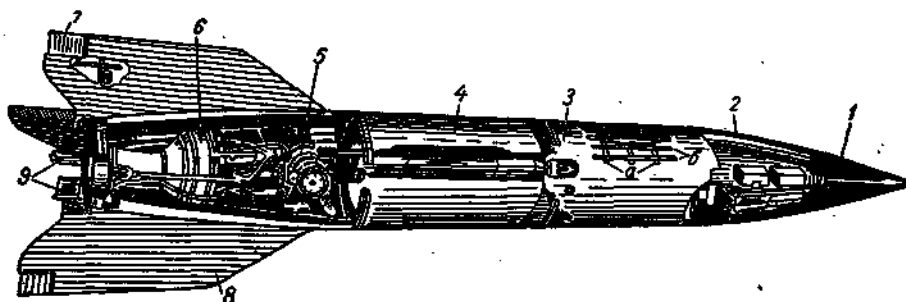


Рис. 211. Общий вид ракеты V-2.

1 — отсек для груза, 2 — приборы управления и подачи топлива, 3 — бак со спиртом, 4 — бак с жидким топливом, 5 — турбонасосный агрегат для подачи топлива, 6 — камеры сгорания, 7 — воздушные рули, 8 — стабилизаторы, 9 — рули в потоке газов.

лием тяги сообщить ракете необходимое направление. Для метеорологических исследований чаще всего используются неуправляемые ракеты. Полет осуществляется по вертикали или под некоторым углом к вертикали, задаваемым при взлете, в зависимости от распределения направления и скорости ветра на высотах в тропосфере и нижней стратосфере.

На тягу реактивного двигателя влияет давление воздуха. Она возрастает с увеличением разрежения и, кроме того, полет снаряда-ракеты будет происходить в тем более выгодных условиях, чем меньше плотность воздуха (что уменьшает сопротивление); особенно благоприятны условия в безвоздушном пространстве. Поэтому ракета может быть наилучшим образом использована для подъема приборов в высокие слои атмосферы. Ее применение для научных целей наиболее целесообразно от высоты 30—40 км. До этих высот подъем научной аппаратуры выгоднее производить на шарах-зондах.

Полет ракеты при отсутствии внешних сил характеризуется уравнением Циолковского, имеющим следующий вид:

$$u = c \lg \frac{M_0}{M}, \quad (1)$$

где u — скорость полета ракеты, c — скорость истечения из нее газов, M_0 — начальная масса ракеты, в которую входит также масса горючего и окислителя, M — масса ракеты в данный момент полета.

При выпуске ракеты с поверхности Земли она оказывается под влиянием силы тяжести и сопротивления воздуха. Для вертикального полета

$$u = c \lg \frac{M_0}{M} - gt - f(u, z). \quad (2)$$

Здесь t — время горения топлива в ракете, g — ускорение силы тяжести, а $f(u, z)$ зависит от формы ракеты, высоты и скорости полета.

Из выражений (1) и (2) следует, что для достижения больших скоростей, а следовательно, и высот необходимо, чтобы вес топлива по отношению к стартовому весу ракеты был наибольшим. В ракете V-2 отношение веса топлива к стартовому весу составляет 55%, «Аэробы» — 65%, а в ракете «Викинг» — до 80%.

Кроме того, из (1) и (2) следует, что для ракет выгоднее применять такое горючее, которое при наименьшем весе дает наибольшую скорость истечения газов.

В современных ракетах в качестве горючего чаще всего применяется спирт или керосин, в качестве окислителя — азотная кислота или кислород. Так, например, в качестве топлива для двигателя американской ракеты «Аэробы-Хи» применяется смесь анилина с фурфуроловым спиртом, а в качестве окислителя — красная дымящаяся азотная кислота, содержащая 6,5% избытка окиси азота. Топливо подается из баков в камеру сгорания сжатым гелием.

Для получения возрастающей скорости ракеты и медленного уменьшения массы в двигателе обеспечивается постоянство реактивной силы и расхода горючего в единицу времени.

Тяга ракеты характеризуется следующим уравнением:

$$T = mc - ps - R, \quad (3)$$

где p — давление наружного воздуха на единицу поверхности ракеты, s — сечение сопла, из которого происходит истечение газов, R — сопротивление воздуха, m — расход горючего и окислителя в единицу времени, c — скорость истечения газов.

Благодаря уменьшению плотности воздуха с высотой тяга реактивного двигателя возрастает. При полете ракеты в высоких слоях атмосферы, где сопротивление воздуха ничтожно мало, ее тяга равна

$$T = mc. \quad (4)$$

На больших высотах тяга тем больше, чем больше скорость истечения газов и чем больше расход горючего и окислителя

в единицу времени. Коэффициент полезного действия ракеты тем больше, чем больше скорость истечения газов двигателя ракеты и скорость полета. Для достижения большой скорости полета в короткое время продолжительность горения должна быть возможно меньшей, благодаря чему полет ракеты связан с большими ускорениями при взлете. Ускорение взлета необходимо учитывать при конструировании ракетных метеорологических приборов.



Рис. 212. Запуск ракеты МР-1.

Современные ракеты стартуют с помощью собственной силовой установки либо с помощью вспомогательной силовой установки, отделяющейся после старта (рис. 212). Применение вспомогательных силовых установок для старта ракеты приводит к существенному облегчению последней благодаря созданию значительной начальной скорости полета.

Советская неуправляемая метеорологическая ракета, применяемая с 1950 г., состоит из головной части с приборами и парашютами, корпуса с двигателем и парашютом и порохового ускорителя. Общая длина ракеты 7 м, а ее вес вместе с топливом равен 680 кг. Головная часть имеет длину 1953 мм и диаметр в цилиндрической части 435 мм. В ее носовой части расположен шпиль, на котором укреплены нити термометра сопротивления

и тепловые манометры. Вес головной части ракеты с приборами 72 кг.

В передней части головки ракеты располагается научная аппаратура, а в цилиндрической — пороховой двигатель для отделения головной части от корпуса ракеты, реле времени, управляющее разделением, пироболты, скрепляющие части ракеты, и парашюты, предназначенные для раздельного спуска на землю корпуса и головной части ракеты.

В корпусе ракеты размещен ряд скрепленных между собой баков, жидкостный реактивный двигатель. Хвостовая часть имеет стабилизирующее оперение, представляющее собой четыре взаимно перпендикулярных стабилизатора. Размах оперения 1220 мм.

В передней части корпуса располагается бак для сжатого воздуха, за ним два бака для топлива и окислителя. Общий вес топлива 380 кг.

Жидкостный реактивный двигатель метеорологической ракеты имеет тягу 1370 кг. Топливо подается под давлением. Время работы двигателя 60 сек. Пороховой двигатель, используемый для разгона ракеты в начале полета, имеет длину 1368 мм и вес 235 кг. В ускорителе сгорает 82 кг пороха за 2 сек. Ускоритель снабжен таким же оперением, как и ракета.

Парашюты для спуска головной части и корпуса ракеты имеют прямоугольную форму и состоят из каркасного шелкового полотна площадью 64 м². Длина фалы между парашютом и головной частью (или корпусом) ракеты 8 м. Парашют снабжен небольшим вытяжным парашютом с принудительным раскрытием.

Для запуска ракеты применяется стартовая вышка, устанавливаемая на металлической плите. Плита лежит на естественном грунте. Вышка высотой 13 м состоит из четырех спирализованных направляющих полозьев, заключенных в металлическую ферму. Ферма укрепляется вертикально на четырех разнесенных ножках, имеющих винтовую нарезку. Вращением ножек можно наклонить вышку в любую сторону до 10° от зенита.

В верхней части одной из сторон вышки имеется кронштейн с подвижной тележкой и блоками. При помощи специального троса, укрепленного на тележке, ракета поднимается с земли и устанавливается в вышке через раздвигающиеся отсеки.

Запуск ракеты производится одновременным включением пирозапалов порохового двигателя и пирокрана, подающего воздух в баки. За время работы порохового двигателя жидкостный реактивный двигатель ракеты приобретает нормальную тягу. К концу работы ускорительного двигателя ракета приобретает скорость около 170 м/сек, а к концу работы жидкостного двигателя скорость достигает 1100 м/сек. В начале полета ракета вращается, компенсируя эксцентриситет расположения масс и аэро-

динамическую асимметрию. В дальнейшем вращение затухает благодаря действию прямого оперения.

Разделение ракеты происходит на высоте около 70 км. На этой высоте происходит раскрытие парашютов. Головная часть ракеты, продолжая полет по инерции до высоты 80—90 км, стабилизируется парашютом. Торможение при спуске до скорости 150—100 м/сек происходит на высоте 65—55 км, после чего скорость падения постепенно уменьшается и приземление происходит со скоростью 5—6 м/сек (рис. 213). Применение парашюта обеспечивает сохранность приборов, стабильное положение их в полете и увеличение времени пребывания измеритель-

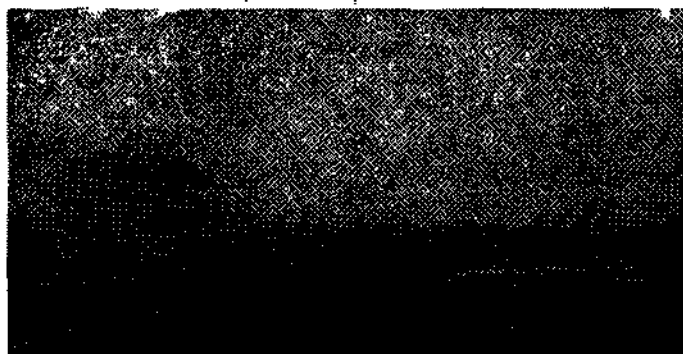


Рис. 213. Приземление корпуса ракеты МР-1.

ной аппаратуры в стратосфере. Малая скорость приземления головной части и корпуса ракеты сохраняет их настолько, что они, а также научная аппаратура могут быть многократно использованы (рис. 214). Прослеживание положения ракеты в полете и обнаружение места приземления осуществляются с помощью кинотеодолитов или радиолокационных станций.

Следует отметить еще одну важную особенность применения парашюта. Под влиянием ветра траектория ракеты, запущенной в зенит, отклоняется в сторону против ветра, а при спуске на парашюте корпус и головная часть ракеты, увлекаемые ветром, приобретают криволинейную траекторию, обеспечивающую возвращение к месту старта. Наблюдались случаи, когда разделенные части, достигнув потолка, затем приземлялись на расстоянии около 1 км от места старта.

За границей применяются различные типы ракет для исследования верхних слоев атмосферы. Так, например, в США используются ракеты «Аэроб», «Викинг», имеющие реактивный жидкостный двигатель (РЖД), «Дикон» и «Дэн», работающие

на твердом топливе (ДТТ), во Франции — «Вероника», в Англии — «Скайларк». Основные характеристики этих ракет приведены в табл. 37.

Таблица 37

Основные характеристики ракет	V-2	«Аэроб» ¹	«Викинг» ²	«Дикон» ²	«Дэн» ¹	«Вероника» ²	«Скайларк» ²
Длина, м	14,00	7,20	12,5—15,0	3,94	7,76	7,30	7,60
Диаметр, м	1,65	0,381	0,81—1,14	0,160	0,420	0,550	0,440
Общий стартовый вес, кг	12 700	660	7 500	100	700	1 450	1 130
Полезная нагрузка, кг	770	54—91	182—340	9—11	9—11	60	45
Тип двигателя	РЖД	РЖД	РЖД	ДТТ	ДТТ	РЖД	ДТТ
Расчетная высота	190	265—196	250	115—75 ²	120	145	120
Максимальная достигнутая высота, км	170	198	200	—	108	135	—



Рис. 214. Приземление головной части метеорологической ракеты МР-1.

Метеорологические ракеты непрерывно совершенствуются. Кроме того, для исследований высоких слоев атмосферы могут применяться и неспециальные ракеты.

При выборе ракет для исследования стратосферы необходимо учесть, что применение их должно быть систематическим и обес-

¹ Двухступенчатая ракета.

² При запуске с воздушного шара.

печивать возможность сохранения, а в необходимых случаях и возврата научных приборов. Важно также иметь возможность производить зондирование атмосферы в различных географических районах на достаточно обширной аэрологической сети в целях получения пространственных и временных распределений метеорологических элементов на больших высотах. Поэтому ракета должна быть удобной для выпуска в районах с различными климатологическими характеристиками. Подготовку к полету и старт следует максимально упростить, чтобы не требовалось большого обслуживающего персонала. Кроме того, ракета должна работать на горючем, удобном для перевозки и хранения. Следует заметить, что смесь спирта и кислорода представляет значительные трудности при использовании в качестве горючего для метеорологических ракет, так как хранение и перевозка кислорода требуют особых предосторожностей.

В последнее время наметилась тенденция к переходу от ракет с реактивными жидкостными двигателями к ракетам, использующим твердое топливо, так как последние более дешевы и не требуют сложного оборудования для старта. Необходимо, однако, иметь в виду, что в большинстве случаев ракеты с двигателями, работающими на твердом топливе, развивают ускорения до 50—100 g.

Двигатели на твердом топливе для метеорологических ракет должны отличаться сравнительно большим временем горения (20—40 сек), что обеспечивает незначительные ускорения (8—10 g). Это достигается использованием специальных долгогорящих порохов.

Весьма важным требованием является обеспечение стабилизации ориентировки ракеты в полете, малых вибрационных ускорений, вызываемых работой двигателей и аэродинамическими качествами ракеты при прохождении плотных слоев атмосферы.

§ 2. Характеристика элементов полета ракет

Вертикальный полет ракеты, используемый для исследования верхних слоев атмосферы, можно расчленить на следующие этапы:

- 1) отрыв от земли и взлет;
- 2) полет с ускорением при работающем двигателе. Ускорение ракет составляет несколько десятков m/sec^2 . Причем в начале полета оно несколько уменьшается за счет сопротивления, возрастающего со скоростью полета, и достигает минимума при скорости полета, равной примерно скорости звука, а затем опять возрастает;
- 3) полет по инерции, без работающего двигателя, с уменьшающейся скоростью. После прекращения работы двигателя

ускорение ракеты меняет знак и движение ракеты тормозится ее собственным весом и сопротивлением воздуха.

4. Достижение наивысшей точки подъема, опрокидывание и переход в свободное падение к земле.

На рис. 215 в качестве примера показана траектория полета ракеты V-2. На этом рисунке дана скорость и высота полета в функции времени. Как видим, скорость подъема ракеты V-2 в течение первых 50 сек полета нарастает с высотой, достигая примерно 1,6 км/сек, а затем она убывает и на 220—230-й сек полета составляет около 0,2 км/сек; после начала спуска скорость растет и достигает 1,6—1,7 км/сек к 400-й сек полета на

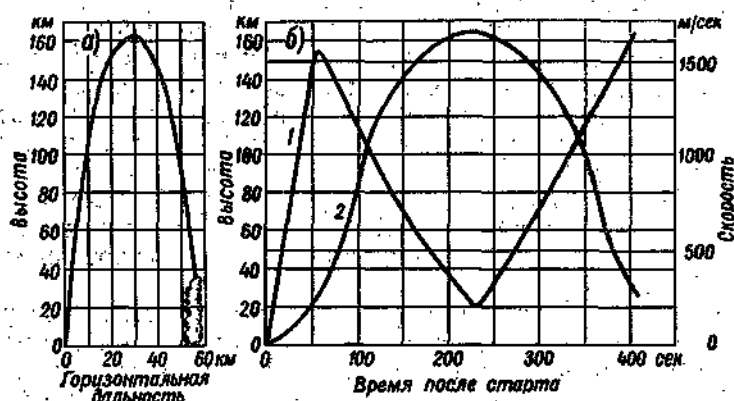


Рис. 215. Характер траектории (а) и зависимость скорости (1) и высоты (2) полета ракеты V-2 от времени (б).

высоте около 20 км над поверхностью земли. Время пребывания ракеты V-2 в слое атмосферы выше 50 км (на подъеме и спуске) составляет около 325 сек, а выше 80 км, т. е. в термосфере, — только около 250 сек. Горизонтальное удаление ракеты от места старта при ее вертикальном подъеме достигает 60—70 км.

Максимальная скорость ракеты «Аэроб», равная 1,4 км/сек, и ракеты «Викинг», равная 1,8 км/сек, также достигается примерно на 50-й сек их полета, а время пребывания этих ракет в слое атмосферы выше 50 км составляет соответственно 250 и 400 сек, а выше 80 км — 180 и 350 сек.

Высота подъема ракеты зависит от веса научной аппаратуры и соотношения между весом топлива и стартовым весом ракеты, т. е. от возможной скорости полета. Для ракетного зондирования атмосферы применяются одноступенчатые или многоступенчатые ракеты. Теоретические исследования показали, что по сравнению с одноступенчатой ракетой при одном и том же весе двухступенчатая ракета дает повышение скорости примерно на 30%, трехступенчатая на 45%. Однако увеличение

числа ступеней «до бесконечности» дает увеличение скорости, не превышающее 70% скорости одноступенчатой ракеты.

Выигрыш в высоте существенно зависит от продолжительности горения топлива в двигателе ракеты. При большом времени горения потеря высоты, обусловленная сопротивлением в плотных слоях атмосферы, оказывается менее значительной, так как по мере подъема ракеты в менее плотные слои воздуха происходит увеличение ее скорости.

Так как основное количество топлива затрачивается на преодоление сопротивления воздуха в тропосфере и нижней стратосфере, т. е. в слое атмосферы до высоты 20—25 км, то для повышения высоты полета сделаны успешные попытки поднимать ракету до этих высот (с неработающим двигателем) на полиэтиленовых шарах (рис. 216), наполненных водородом или гелием, и лишь на этих высотах производить автоматический запуск двигателя ракеты. Автоматический запуск двигателя осуществляется с помощью барометрического устройства или по радиокоманде с земли.

При подъеме ракет на аэростатах используются сравнительно дешевые ракеты, работающие на пороховом топливе, которые могут подняться до высоты 100 км и выше.

К шару прикрепляется радиозонд, с помощью которого измеряются метеорологические элементы до начала измерения приборами, установленными на ракете. Недостатком такого метода ракетного зондирования атмосферы является возможность сноса шара с ракетой на значительные расстояния от места старта при наличии больших скоростей ветра на высотах, вследствие этого усложняется прием сигналов от радиопередатчиков бортовой научной аппаратуры. Указанного недостатка, по-видимому, можно избежать при запуске таких ракет с самолетов, поднимающихся на высоту 10—15 км. Опыты по запуску ракет с самолетов показали, что каждый километр высоты запуска, выигранный самолетом, увеличивает высоту полета ракеты на 7—8 км. Таким методом запуска ракет в США была достигнута высота 160 км при полезном грузе ракеты 18 кг.

Возможное время наблюдений за состоянием верхних слоев атмосферы при ракетном зондировании очень небольшое, оно исчисляется минутами. Это является существенным недостатком

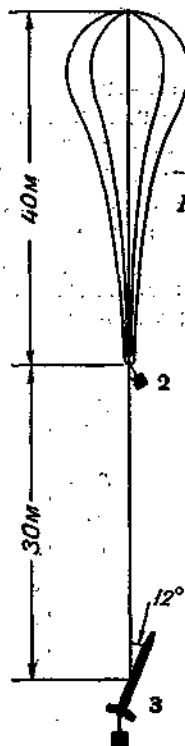


Рис. 216. Схема запуска ракеты на воздушном шаре. 1 - воздушный шар, 2 - радиозонд, 3 - ракета с пусковым устройством.

метода ракетного зондирования верхних слоев атмосферы. Увеличение времени наблюдений осуществляется, как мы видели, путем спуска головки ракеты, автоматически отделяющейся от ракеты, на парашюте.

§ 3. Условия работы метеорологических приборов, поднимаемых на ракетах

Почти на всех участках подъема скорость ракеты очень велика и, как правило, превышает скорость звука. Поэтому вокруг ракеты создаются собственные поля скоростей, температуры и давления, резко отличные от нормального состояния атмосферы. Эти особенности движения ракеты приходится учитывать при разработке методики измерений параметров атмосферы.

1. Температурное поле ракеты. В связи с тем что в реактивном двигателе производится сжигание топлива при очень высоких температурах горения (около $3000-4000^\circ$), а также вследствие трения о воздух поверхность ракеты приобретает в полете

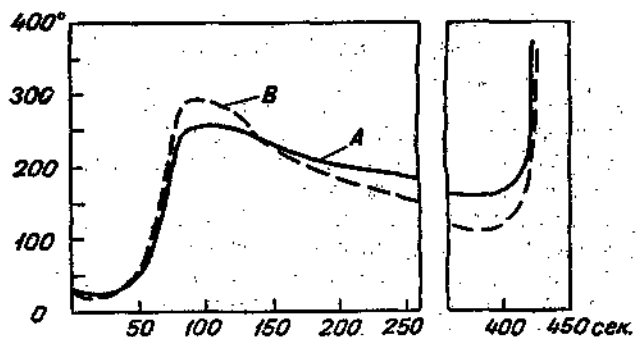


Рис. 217. Зависимость изменения температуры в двух точках *A* и *B* на поверхности носовой части ракеты «Викинг-5» от времени полета.

очень высокую температуру. Температура торможения описывается, как известно, выражением

$$T_{\text{гор}} = T \left(1 + \frac{M^2}{5} \right), \quad (5)$$

где M — число Маха.

Из этой формулы видно, что, например, при полете ракеты с числом $M=5$, т. е. со скоростью, в пять раз большей, чем скорость звука, абсолютная температура в критической точке будет в шесть раз больше температуры окружающей среды. Так, при температуре $T=273^\circ \text{K}$, полет при этом числе M приведет к на-

греванию соответствующих мест поверхности ракеты до $273 \times 6 = 1638^\circ$. Температура поверхности, продольно обтекаемой потоком, весьма близка (85—100%) к температуре торможения.

Фактическая температура поверхности ниже приведенной в примере, так как при температурах порядка 800—1000° начинает заметно сказываться излучение тепла нагретой поверхностью тела. Так, например, по данным экспериментальных исследований, некоторые участки наружной оболочки ракеты V-2 при скорости 5800 км/час нагреваются до температуры 813°. Температура поверхности носовой части ракеты V-2 в полете достигает 140°, «Аэробы» — 165°, а ракеты «Викинг» — около 300°.

На рис. 217 приведены кривые, характеризующие изменение температуры в двух точках (А и В) на поверхности носовой части ракеты «Викинг-5», измеренной во время ее полета. Из этого рисунка видно, что к 70—100-й сек. полета, когда ракета имеет наибольшую скорость подъема, температура поверхности носовой части ракеты достигает 250—300°, затем с уменьшением скорости полета убывает до 180—120° и снова резко возрастает до 350—400°, когда ракета при падении достигает больших скоростей полета и попадает в плотные слои воздуха. Поэтому термометры метеорологических приборов необходимо размещать на некотором расстоянии от поверхности тела ракеты, лучше всего впереди носовой части, иначе они будут показывать не температуру атмосферы, а температуру тела ракеты или воздуха, обогреваемого ею.

2. Поле давления вокруг ракеты. Поле давления на поверхности ракеты изучено теоретически и экспериментально при продувках модели ракеты в аэродинамических трубах. При этом рассматривается разность между давлением в заданной точке на поверхности ракеты и давлением в невозмущенном потоке. В аэродинамике принято оценивать распределение давления величиной отношения избыточного давления к скоростному напору, называемого аэродинамическим коэффициентом давления, т. е.

$$A = \frac{p_s - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2},$$

где p_s — давление на поверхности ракеты, а p_∞ , ρ_∞ , v_∞ — соответственно давление, плотность и скорость невозмущенного потока воздуха.

В тех местах на поверхности тела, где наблюдается повышенное давление по сравнению с давлением окружающей атмосферы, аэродинамический коэффициент A имеет положительное значение, а там, где давление пониженное, он отрицателен.

Исследования поля давления на поверхности ракеты велись путем измерения p_s на различных расстояниях в калибрах от

носки ракет при различных числах Маха и для различных углов атаки. Результаты таких исследований для ракеты V-2 приведены на рис. 218. На этом рисунке видно, что на расстоянии 2—3 калибров и в области 5—6-го калибров от носа $A < 0,05$, т. е. давление в этой области поверхности ракеты почти равно давлению окружающего невозмущенного воздуха (истинному атмосферному давлению) при скоростях движения, не превы-

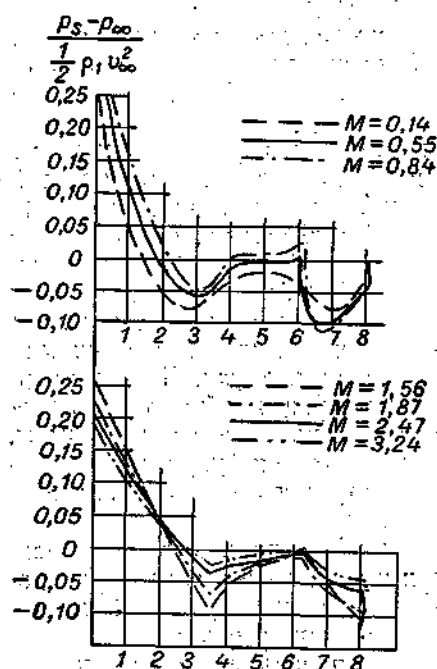


Рис. 218. Зависимость аэродинамического параметра A от расстояния от носика ракеты в калибрах (ракета V-2).

с тем, чтобы иметь возможность внести соответствующие исправления в результате измерений давления.

Положение (ориентировка) ракеты в пространстве может быть определено с помощью гироскопа, ротор которого сохраняет заданное положение в пространстве. Запись показаний гироскопа производится на пленке, помещенной в гиростате, жестко связанном с корпусом ракеты. Этот метод не обладает большой точностью, так как гироскоп из-за качания ракеты очень сильно колеблется относительно положения равновесия. Кроме того, при больших ускорениях ракеты увеличивается трение в подшипниках гироскопа, мешающее ему занять равновесное положение.

Если на этих расстояниях от носа ракеты проделать дренажные отверстия и соединить их тонким трубопроводом с манометрами, размещенными внутри ракеты, то эти приборы будут показывать давление свободной атмосферы на высоте полета.

Величина аэродинамического коэффициента давления A близка к нулю при углах атаки, не больших 5—6°. С увеличением угла атаки возрастает расхождение между значениями p_{∞} и p_s . Между тем в верхней части траектории полета неуправляемой ракеты угол атаки с высотой возрастает и он может превышать 20—30°. Поэтому весьма существенно измерять в полете каким-либо способом ориентировку ракеты в пространстве и изменение угла атаки

Определение ориентировки ракеты в полете может быть сделано путем фотографирования ракеты с земли с помощью кино-фототеодолитов или с помощью фотоаппаратов, устанавливаемых на ракете.

В последнем случае угол отклонения оси ракеты от вертикали определяется по положению линии горизонта на снимках фотоаппаратов.

3. Влияние вращения и прецессии ракеты. Давление, измеряемое манометром, колеблется относительно статического давления благодаря вращению и прецессии ракеты. Это отрицательное влияние можно исключить путем размещения входных отверстий манометра в противоположных точках поверхности ракеты.

В тех случаях, когда два противоположных манометра имеют одинаковые показания, давление принимается равным давлению на поверхности при нулевом угле атаки. При различии в показаниях манометров не более чем на 20% в качестве нормального давления, соответствующего нулевому углу атаки, принимается среднее значение.

Из сказанного становится ясным, насколько важна стабилизация ракеты в полете. Стабилизация в плотных слоях атмосферы обеспечивается хвостовым оперением, а в разреженных — специальной стабилизирующей системой (в управляемых ракетах), либо такой аэродинамикой (в неуправляемых ракетах), которая обуславливает стабильность, достаточную для нормальной работы измерительных приборов.

4. Вибрация ракеты в полете. Метеорологические приборы, используемые для ракетных исследований атмосферы, должны обладать не только малой инерцией, так как ракеты на отдельных участках траектории имеют скорость полета, в несколько раз превышающую скорость звука, но и большой виброустойчивостью в связи с вибрацией ракеты во время работы двигателя. На рис. 219 приведены образцы записей частоты и характера вибрации носовой части ракеты «Викинг-3» в период ее полета с работающим двигателем. Как видим, вибрации отличаются большой частотой и большими амплитудами. Естественно, что эти вибрации будут особенно сказываться на метеорологических приборах или радиопередатчиках, размещенных недалеко от ракетного двигателя (в моторном отсеке).

5. Ускорение ракеты в полете. Ракеты в полете характеризуются сравнительно большими ускорениями, которые приходится учитывать при проектировании метеорологической аппаратуры и телеметрических линий. Ускорение, например, ракеты V-2 с высотой возрастает, а к моменту полного выгорания топлива достигает 6 g и больше (рис. 220); примерно такие же ускорения характерны для ракет типа «Викинг». Для ракет типа «Аэроб» свойственны значительно большие ускорения; начальное уско-

рение, связанное с работой стартового ускорителя, достигает $14 g$ и больше.

Таким образом, в настоящее время ускорения, при которых должна работать измерительная метеорологическая аппаратура, находятся в пределах $6-20 g$.

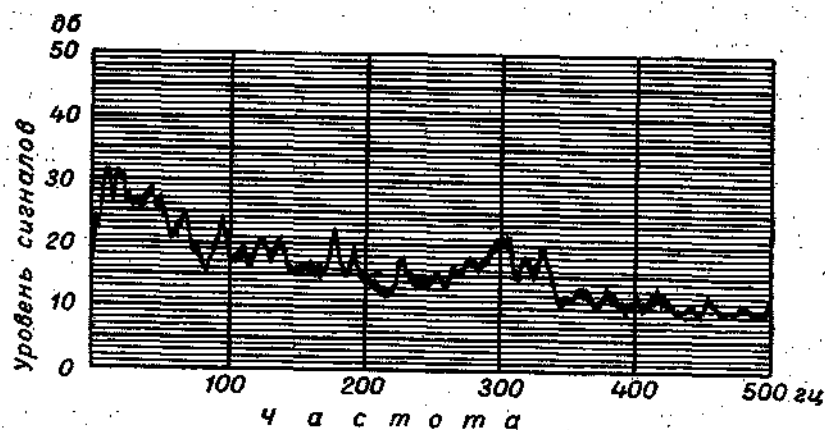


Рис. 219. Спектр вибраций носовой части ракеты «Викинг» на восходящей ветви полета.

6. Газовыделение ракеты. В полете вокруг ракеты может образоваться собственная «атмосфера», особенно на больших высотах, благодаря выделению газов, содержащихся в материалах, из которых она изготовлена. Выделяется также воздух, находя-

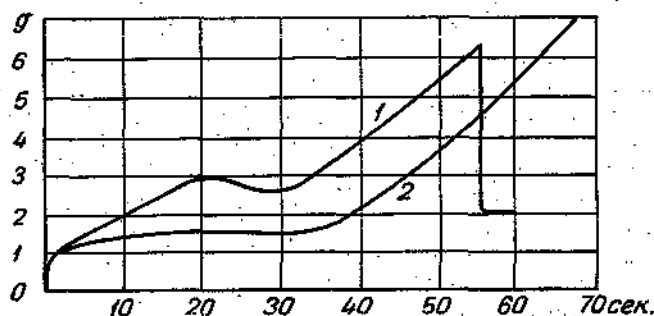


Рис. 220. Ускорения, развиваемые ракетами V-2 (1) и «Викинг» (2).

щийся в полости ракеты перед пуском, продукты сгорания топлива, пары неизрасходованного горючего, газы от сгорания красок, которыми покрыты отдельные части ракеты, и т. п. Большой перепад давлений снаружи ракеты и внутри нее способствует выделению наружу этих газов. Поскольку свободный пробег

молекул на высотах даже 100—200 км еще недостаточно велик, то выделяющиеся газы не успевают быстро рассеиваться и окружают ракету в виде разреженной атмосферы. Указанное обстоятельство особенно существенно для исследования состава воздуха на высотах. В связи с этим приборы, измеряющие давление, температуру и состав воздуха, выносятся в переднюю часть ракеты, где влияние газовыделения наименьшее, или применяются специальные контейнеры, в которых размещается измерительная аппаратура и заборники проб воздуха, выбрасываемые из ракеты на заданных высотах и в дальнейшем опускающиеся на парашюте.

§ 4. Размещение аэрологических приборов на ракетах

Измерительные приборы размещаются обычно в головной части ракеты. Схема расположения приборов на метеорологической ракете, применяемая в ЦАО, приведена на рис. 221. Впереди ракеты расположен шпиль диаметром 26 мм и длиной 743 мм. В передней части его на расстоянии 6,5 калибров от конца шпилья размещаются тепловые манометры типа Пирани, измеряющие давление в диапазоне $5-2 \cdot 10^{-3}$ мм рт. ст. На расстоянии 9,3 калибра от конца шпилья имеется другой ряд отверстий, сообщающихся с трубопроводом, идущим внутри ракеты к мембранным манометрам, измеряющим давление в диапазоне 760—5 мм рт. ст. При тепловых и мембранных манометрах установлены термометры для получения температурных поправок, необходимых при расчете давления воздуха по показаниям этих приборов.

В средней части шпилья, между двумя рядами изолированных металлических косынок, расположены четыре термометра сопро-

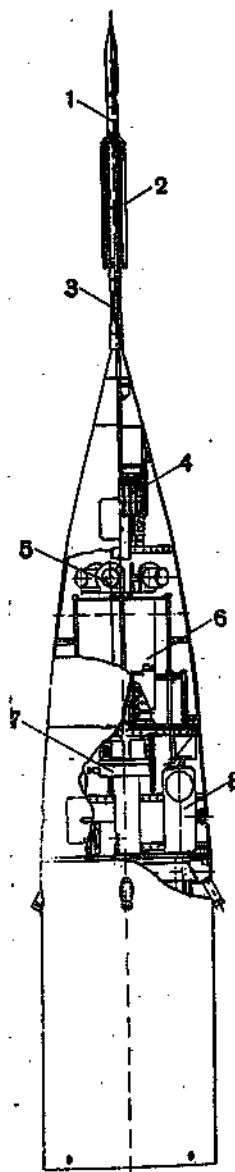


Рис. 221. Схема расположения измерительных приборов в головной части ракеты МР-1.

1 — тепловой манометр, 2 — нити термометра сопротивления, 3 — болометры, 4 — коммутатор, 5 — мембранный манометр, 6 — блок аккумуляторов, 7 — радиопередатчик, 8 — фотоаппарат.

тивления. Ниже этих термометров, у основания шпиля, помещаются четыре болометра, измеряющие поток солнечной радиации, попадающий на каждый из термометров. В средней части шпиля имеется также термометр сопротивления для измерения температуры поверхности шпиля.

В нижней части головки ракеты размещены четыре фотографических аппарата, работающих синхронно и служащих для определения положения ракеты в пространстве. Эти аппараты расположены в одной плоскости; угол между осями объективов равен 90° .

В головке находятся также коммутатор, передатчик и источники питания (батареи или аккумуляторы). В нижнем отсеке головки имеется парашют, на котором она опускается после отделения от корпуса ракеты.

Хорошо обтекаемая головка ракеты, являющаяся приборным контейнером, при спуске на парашюте обладает стабилизацией ее главных осей, достаточной для обеспечения нормальной работы приборов.

Для размещения измерительных приборов и заборников проб воздуха в геофизических ракетах применяется специальный контейнер, который в заданной точке траектории полета ракеты автоматическим образом отделяется, а затем опускается на парашюте. Приборный контейнер имеет цилиндрическую форму (рис. 222) с тремя отсеками. Нижний отсек герметизирован. В нем размещаются источники питания, измерительные приборы, в том числе фотоаппарат для фотографирования их показаний, программный механизм, управляющий работой всех приборов, часы и т. д. В среднем (ажурном) отсеке, свободно омываемом окружающим воздухом, расположены баллоны для взятия проб воздуха, манометры и другие приборы, сообщаемые с окружающей атмосферой. Верхний отсек также герметизирован и в нем находится парашют.

Контейнер с измерительными приборами помещается в специальную мортiru, укрепленную на боковой поверхности тела ракеты. Передняя часть мортiry прикрыта обтекаемым колпаком. На заданных высотах безмоторного полета, где ракета уже движется по инерции, контейнеры выбрасываются из мортiry специальным зарядом. При этом контейнеры получают дополнительную (относительно ракеты) скорость и уходят вперед, отклоняясь несколько в сторону от направления движения ракеты. Применение контейнера обеспечивает выход измерительных приборов, особенно баллонов, берущих пробы воздуха, из собственной атмосферы ракеты. На рис. 223 показана поднимающаяся геофизическая ракета.

Включение измерительных приборов и фотоаппаратов для фотографирования их показаний (шкал) осуществляется программным механизмом.

При спуске, когда контейнер находится на высоте около 10—12 км над поверхностью земли, открывается отсек с парашютом, который обеспечивает нормальный спуск и приземление приборного контейнера. Весьма важным является обеспечение автома-

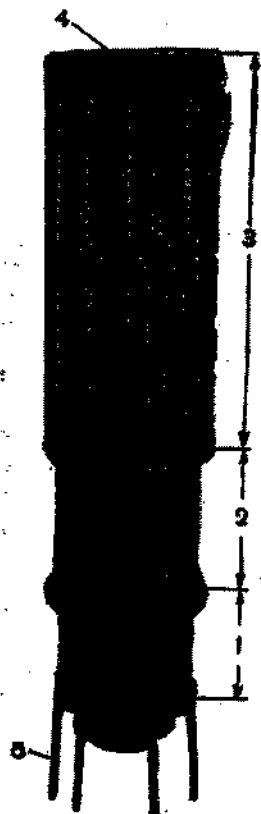


Рис. 222. Приборный контейнер для ракеты. 1 — нижний отсек, 2 — средний отсек, 3 — верхний отсек, 4 — место крепления парашютного отсека, 5 — штыки.

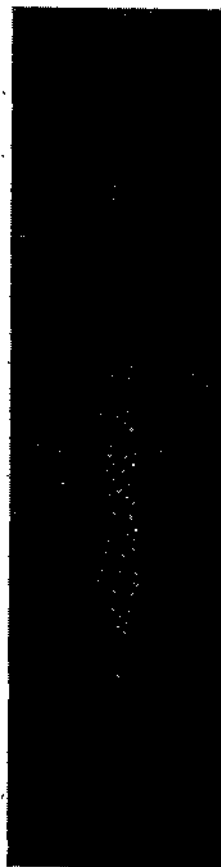


Рис. 223. Запуск советской геофизической ракеты на высоту 212 км. Сбоку ракеты видны выступающие приборные контейнеры.

тической стабилизации в пространстве главных осей контейнера после отделения его от двигательной части ракеты.

Нижняя часть контейнера оканчивается гофрированным конусом со специальными штыками, которые при приземлении вты-

каются в землю и выдерживают контейнер в вертикальной плоскости.

Регистрация измерений производится путем фотографирования шкал измерительных приборов через каждые 1,3—1,5 сек. Пленка заключается в бронированную кассету, благодаря чему обеспечивается ее сохранность при любых условиях спуска.

§ 5. Измерение давления с помощью приборов, поднимаемых ракетой

Измерение давления от наземного до 5—10 мб производится с помощью системы термокомпенсированных барометрических корббок, свободный конец которой приводит в действие движок потенциометра, входящего в схему ракетного радиопередатчика. Погрешность такого манометра определяется главным образом величиной мертвого хода рычажного механизма и трением при перемещении движка потенциометра.

Измерения давления и температуры воздуха на высотах, где давление меньше 10^{-3} — 10^{-4} мб, принципиально отличаются от измерений в более низких слоях, так как наблюдаемые здесь физические явления вследствие разреженного состояния газов характеризуются большими значениями длины среднего пути свободного пробега молекул и, следовательно, относительно редкими столкновениями молекул. Явления трения, теплопередачи и диффузии газов имеют другой характер, отличный от их характера в плотных газах: в очень малых объемах пространства они не определяются столкновением молекул. Если ввести в такую среду два тела, обладающих различной температурой, то выравнивание их температур будет происходить не благодаря процессу теплопроводности, а из-за непосредственных соударений отдельных молекул с этими телами. Молекулы, столкнувшись с телом, обладающим более высокой температурой, приобретают энергию молекул этого тела, а ударяясь о поверхность более холодного тела, передают ему избыток энергии. Отражаясь после этого от более холодного тела, они имеют уже его энергию. В малых объемах каждая молекула действует как бы самостоятельно, изолированно от других.

При этом необходимо иметь в виду также и то весьма важное обстоятельство, что взаимодействие прибора с набегающим на него потоком при ракетных зондированиях атмосферы существенно зависит от степени разреженности среды, скорости перемещения прибора и его параметрических характеристик (размеров и ориентировки входных отверстий и т. п.).

Степень разрежения и характер взаимодействия молекул между собой и поверхностью твердого тела определяют различ-

ные области газовых течений, которые могут быть оценены безразмерным параметром

$$\zeta = \frac{M^2}{Re},$$

где M — число Маха, а Re — число Рейнольдса.

Величина ζ того же порядка, что и отношение длины свободного пробега молекул λ к характеристическому размеру течения L , умноженному на число Маха, т. е.

$$\zeta \approx \frac{\lambda}{L} M.$$

Если $\zeta \ll 1$, то обтекание тела газом хорошо описывается уравнениями Навье—Стокса, справедливыми для сплошной среды. Если же $\zeta \gg 1$, то приведенные уравнения оказываются уже неприменимыми, так как этому случаю соответствуют такие течения, в которых длина свободного пробега молекул столь велика, что характер течения, обтекающего тело, определяется дискретностью газовой среды. Такие течения называются свободномолекулярными.

Течения, для которых $\zeta \approx 1$, называются течениями со скольжением. В этих течениях обтекание твердого тела газом происходит таким образом, что на границе (поверхности) поток не испытывает полного торможения и скорость течения здесь не равна нулю, а молекулы газа как бы скользят по поверхности твердого тела.

Весьма важным является также и то обстоятельство, что если температура газа в этой области течений отличается от температуры обтекаемого твердого тела, то в области соприкосновения возникает скачок температуры.

Согласно исследованиям Тзяна, границы раздела между описанными областями течений могут условно определяться следующими приближенными значениями безразмерного параметра ζ :

для области $\zeta \leq 0,1$ справедливы законы газовой динамики сплошной среды;

области с $0,1 < \zeta < 10$ являются течениями со скольжением;

области с $\zeta \gg 10$ являются свободномолекулярными течениями.

Естественно, что показания приборов, измеряющих те или иные параметры окружающей их среды, зависят от области течений, в которой приходится работать измерительному прибору, в частности, показания приборов при значительной плотности

воздуха и малых значениях числа M практически свободны от газодинамических эффектов. В условиях разреженных газов необходимо учитывать влияние на показания приборов указанных выше газодинамических эффектов.

В связи с изложенным остановимся на одной важной особенности измерения давления в условиях большой разреженности газов, когда течение характеризуется $\zeta \gg 10 M$. Если манометр сообщается с окружающей атмосферой через входное отверстие (без трубопровода) и перемещение происходит таким образом, что набегающий поток скользит вдоль плоскости входного отверстия, то, как показывают теоретические расчеты, состав газа в полости манометра такой же, как и в окружающей атмосфере. Давление в манометре в этом случае отличается от атмосферного только благодаря возможному различию температуры прибора и атмосферы.

Когда набегающий поток направлен по нормали к плоскости входного отверстия, состав газа в полости манометра отличается от состава атмосферного воздуха; внутри полости манометра газ оказывается обогащенным более тяжелыми молекулами, входящими в состав атмосферного воздуха, и давление в манометре довольно сложным образом связано с окружающим атмосферным давлением.

Наличие трубопровода, соединяющего прибор с атмосферой, приводит к возникновению такого течения, благодаря которому воздух в полости манометра оказывается обогащенным более легкими молекулами, входящими в состав атмосферного воздуха. Эти обстоятельства необходимо учитывать не только при постановке измерений давления, но и при исследованиях состава воздуха на больших высотах.

Для измерения давления на больших высотах применяются те же методы, при помощи которых обычно измеряют низкое давление в лабораторных условиях.

а) Способ измерения давления, основанный на зависимости теплопередачи в разреженных газах от давления. Этот метод является наиболее распространенным. Сущность его состоит в том, что если нагретую проволоку ввести в разреженную среду, то она будет отдавать окружающей среде в единицу времени тем больше тепла, чем больше теплопередача окружающего газа. Теплоотдача тела, измеряемая количеством тепла в единицу времени, пропорциональна числу ударов молекул, т. е. давлению. Если молекулы разреженного газа, имеющего температуру T_0 , сталкиваются с поверхностью нагретой проволоки, температура которой $T_s > T_0$, то при столкновении молекул с поверхностью не происходит полного обмена энергией и выравнивания температуры.

Величина, характеризующая эффективность обмена энергией между молекулами и поверхностью нагретой проволоки, назы-

вается коэффициентом аккомодации¹ и характеризуется, как это следует из кинетической теории газов, соотношением

$$\alpha = \frac{T_i - T_r}{T_i - T_s} \quad (6)$$

Коэффициент аккомодации α существенно зависит от рода газа и материала проволоки и может колебаться в широких пределах (0,02 ÷ 0,95). Энергия, переносимая молекулами с единицы нагретой поверхности в единицу времени, равна

$$E = k\lambda p (T_s - T_i), \quad (7)$$

где p — давление, λ — коэффициент теплопроводности (свободных молекул), k — численный постоянный коэффициент, зависящий от атомности газов.

Из (7) видно, что при низких давлениях для данных температур T_s и T_i потеря энергии, обусловленная теплопередачей в газе, возрастает пропорционально давлению.

Измеряя температуру нагретой проволоки, можно тем самым измерить давление окружающего воздуха. На этом принципе построен вакуумный манометр сопротивления (Пирани), применяемый на ракетах для измерения давления на высотах, где оно не может быть измерено обычными способами.

Вакуумный манометр (рис. 224) представляет собой тонкую платиновую или вольфрамовую нить 1 диаметром около 0,02 мм, натянутую вдоль оси стеклянного баллона 2, сообщаемого с окружающей средой. Нить нагревается электрическим током до 100—200°. Температура нити определяется количеством тепла, выделяемым электрическим током в единицу времени, и отводом этого тепла к стенкам сосуда благодаря ударам молекул.

¹ Коэффициент аккомодации является безразмерным параметром, показывающим эффективность обмена энергией молекул соответствующих степеней свободы со стенкой прибора в единичном соударении, и определяется соотношением

$$\alpha = \frac{E_i - E_r}{E_i - E_s},$$

где E_i — средняя энергия (поступательных, вращательных или колебательных степеней свободы) молекул, ударяющихся о стенку, E_r — энергия молекул после отражения, E_s — энергия, соответствующая температуре стенки. Так как

$$E = \frac{n}{2} kT,$$

где n — число степеней свободы молекул, k — постоянная Больцмана, а T — абсолютная температура, то

$$\alpha = \frac{T_i - T_r}{T_i - T_s}.$$

Степень вакуума, как известно, характеризуется соотношением между длиной свободного пробега молекул λ и характеристическим размером тела (в данном случае им является диаметр нити d). При высоком давлении ($\lambda \ll d$) теплопроводность газа от давления не зависит, но в условиях вакуума, когда $\lambda \geq d$, теплопередача в газе уже зависит от давления (она уменьшается с уменьшением давления в баллоне). Чем меньше давление газа в баллоне, соединенном с окружающим воздухом, тем, естественно, меньше потеря тепла нитью и, следовательно, выше ее температура. С изменением температуры нити изменяется, как

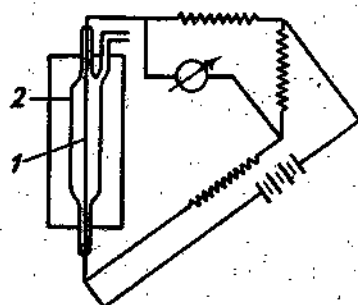


Рис. 224. Схема устройства вакуумного манометра Пирани.

известно, ее электрическое сопротивление, которое измеряется с помощью мостика Уитстона.

Теплообмен в манометре Пирани определяется не только теплопередачей в газе, но и процессами излучения нагретой проволоки и отводом тепла благодаря теплопроводности материала нити к более холодным вводам. Рассмотрим уравнение энергетического баланса нити манометра. Предположим, что давление в баллоне манометра постоянное, тогда температура нити и ее

сопротивление также должны быть постоянными, но для этого должно осуществиться равенство между количеством энергии, получаемым нитью от источников питания, и количеством энергии, теряемым ею благодаря теплопроводности газа в баллоне манометра, излучению нити и отводу тепла к более холодным вводам, т. е.

$$E = I^2 R = E_1 + E_2 + E_3,$$

где $E = I^2 R$ — количество энергии, получаемое нитью от источников питания, I — сила тока, R — сопротивление нити, E_1 — количество энергии, отводимое к стенкам баллона благодаря теплопроводности газа, E_2 — количество энергии, излучаемое нитью, пропорциональное, согласно закону Стефана — Больцмана, четвертой степени температуры, E_3 — количество энергии, отводимое благодаря теплопроводности материала нити к более холодным вводам.

Естественно, что для обеспечения высокой чувствительности прибора, поскольку она определяется потерей тепла нитью из-за теплопроводности газа в баллоне манометра, необходимо, чтобы составляющие энергетического баланса E_2 и E_3 были минимальными.

Для уменьшения величины E_2 в приборе применяют проволоку, которая имеет сравнительно низкую излучательную спо-

способность. К таким материалам относится чистый вольфрам и платина, излучательная способность которых меняется от 0,03 при 0° до 0,1 при 500°. Кроме того, уменьшение E_2 обеспечивается правильным подбором температуры нагрева нити. В частности, в манометрах Пирани, предназначенных для измерения низких давлений, температура нити не должна превышать 150—200°. Далее, уменьшение величины E_2 может быть достигнуто, если пользоваться нитями с малой теплопроводностью.

Следует заметить, что вольфрам и платина имеют большие температурные коэффициенты, благодаря чему манометры с нитями из этих материалов могут обладать высокой чувствительностью. Постоянные сопротивления в измерительной части (мосте) изготавливаются из таких материалов, как манганин и константан с весьма малым температурным коэффициентом.

При измерении давления с помощью манометров Пирани, поднимаемых на ракетах, необходимо учитывать то, что давление внутри полости манометра не равно окружающему атмосферному давлению. Однако между ними существует связь, которая, как это показал Г. А. Кокин, выражается следующим соотношением:

$$p_{\infty} = p_0 \frac{\left[\frac{T_{\infty} (1 + 0,2rM_{\infty}^2)}{T_0} \right]^h}{1 + 0,702AM_{\infty}}, \quad (8)$$

где p_{∞} — давление в свободной атмосфере, p_0 — среднее давление внутри манометра, T_{∞} и T_0 — соответственно температура свободной атмосферы и стенок манометра, M_{∞} — число Маха для невозмущенного ракетой потока, A — аэродинамический коэффициент давления манометра, а r — термический коэффициент восстановления манометрического насадка.

В свою очередь

$$h = \frac{1,8741 \left(\frac{\lambda}{a} \right)^2}{1 + 3,49 \left(\frac{\lambda}{a} \right) + 3,75 \left(\frac{\lambda}{a} \right)^2} \quad (9)$$

есть коэффициент термической эффузии, характеризующий разность давлений, обусловленную разностью между температурой в пограничном слое манометрического насадка и температурой внутренней полости манометра.

Здесь λ — средняя длина свободного пробега молекул внутри заборной трубки манометра Пирани, a — радиус входного отверстия заборной трубки манометра.

Коэффициент термической эффузии зависит от характера течения в соединительном патрубке манометра, так как $\frac{\lambda}{a} \approx \frac{\zeta}{M}$. Практически все параметры манометра Пирани определяются

экспериментально. Зависимость термического коэффициента восстановления манометрического насадка γ от числа Маха M_∞ и числа Рейнольдса Re находится с максимальной относительной погрешностью, равной 3%, а аэродинамический коэффициент давления манометра в зависимости от M_∞ с погрешностью, соответственно равной 13—15%.

Для вычисления эффузионного коэффициента необходимо знать величину свободного пробега молекул в полости манометра; она может быть определена из выражения

$$\lambda = 5711 \frac{\eta}{p} \sqrt{\frac{T}{\mu}},$$

где η — коэффициент вязкости, а μ — молекулярный вес воздуха, равный 28,97 до высоты 80—90 км.

Значения T_∞ измеряются с помощью термометра или определяются из уравнения $p_\infty = f(z)$. Так как эта зависимость является искомой, то для нахождения T_∞ и M_∞ применяется метод последовательных приближений. Для этого оказывается достаточным провести расчет с тремя приближениями.

Градировка вакуумного манометра Пирани производится в вакуумной камере с помощью абсолютного газового манометра (рис. 225). Стеклообразный сосуд с припаянным к нему капилля-

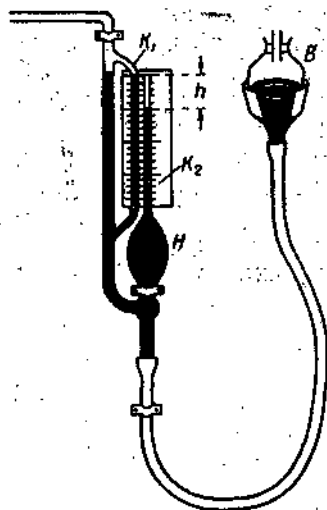


Рис. 225. Схема устройства абсолютного газового манометра.

ром сообщается через разветвленную систему стеклянных трубок с объемом, в котором нужно измерить давление. Нижняя часть сосуда H соединена с грушей B при помощи гибкого шланга, груша и шланг заполнены ртутью. После присоединения манометра к барокамере в сосуде устанавливается такое же давление, как и в резервуаре барокамеры. Если поднять грушу с ртутью, то объем сосуда отключается от остальной установки и газ в нем сжимается так, что вгоняется в капилляр. Если разность уровней в капилляре с газом K_2 и в ответвленной трубке манометра K_1 , соединенной с барокамерой, в которой измеряется давление, равна h , то давление можно вычислить из выражения

$$pv = hV,$$

где v — первоначальный объем газа в сосуде, V — объем сжатого газа в капилляре, т. е.

$$p = \frac{hV}{v}.$$

Для измерения давления на больших высотах могут применяться различные типы ионизационных манометров: термоионизационные, магнитные электроразрядные и радиоактивные. В этих манометрах используются эффекты ионизации, обусловленные ударами электронов о нейтральные молекулы газа. Положительной особенностью ионизационных манометров является то, что они обладают минимальной инерцией и время установления определяется практически постоянной времени электроизмерительных приборов. Кроме того, такие манометры почти нечувствительны к механическим сотрясениям и к ускорениям, создаваемым ракетой.

б) Термоионизационные манометры. На рис. 226 приведена простейшая схема термоионизационного манометра, для которого используется трехэлектродная лампа, состоящая из катода 3, изготавливаемого обычно из вольфрамовой проволоки, сетки 2, имеющей по отношению к катоду положительный потенциал и, следовательно, являющейся анодом, а также металлического цилиндра 1, служащего коллектором ионов, так как он имеет по отношению к катоду отрицательный потенциал. Стекланчик манометра отламывается специальным механизмом на высоте, где давление окружающего воздуха соответствует величине, при которой ионизационные манометры могут работать.

Принцип действия манометра основан на зависимости электрического тока между сеткой и коллектором в объеме прибора от давления газа. Электроны, испускаемые накалившимся катодом, под действием электрического поля устремляются по направлению к сетке, создавая электронный ток в цепи сетки. Так как потенциал сетки относительно катода выше потенциала ионизации воздуха, то при столкновении электронов с молекулами воздуха будет происходить ионизация последних. Положительные ионы, образующиеся в результате процесса ионизации, устремляются к коллектору и отдают ему свой заряд, создавая при этом в цепи так называемый ионный ток.

Экспериментальные исследования показали, что при весьма низких давлениях отношение величины ионного тока I_i к вели-

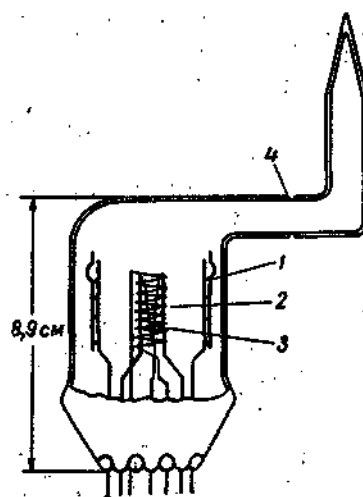


Рис. 226. Схема устройства термоионизационного манометра.

1 — никелевый цилиндр, 2 — спиральная сетка, 3 — вольфрамовая нить, 4 — желобок отламывания трубки на высоте начала измерений.

чине электронного тока I_e прямо пропорционально давлению газа

$$\frac{I_i}{I_e} = kp. \quad (10)$$

Выражение (10), характеризующее зависимость ионного тока от электронного тока и давления газа, может быть также записано в виде

$$\frac{I_i}{I_e} = \frac{\Delta L}{\lambda_e}, \quad (11)$$

где λ_e — средний свободный пробег электрона, а ΔL — путь, пройденный электроном.

Для воздуха.

$$\lambda = \frac{\Delta L \sqrt{2} \cdot 4,62 \cdot 10^{18}}{p} \text{ см},$$

где p — давление в мм рт. ст.

Так как электронный ток в ионизационных манометрах при измерениях давления обычно поддерживается постоянным, то практически

$$I_i = cp, \quad (12)$$

где c — постоянная манометра, характерная для каждого образца прибора; она может быть определена по углу наклона градуировочной кривой.

Величина $k = \frac{c}{I_e} \text{ мб}^{-1}$ характеризует чувствительность ионизационного манометра. Чувствительность ионизационного манометра зависит от природы газов и их потенциала ионизации. Градуировка манометра производится, как правило, по сухому воздуху, и его чувствительность в этом случае можно принять за единицу. В табл. 38 приведены относительные значения чувствительности для ионизационного манометра.

Таблица 38

Газ	Относительная чувствительность	Потенциал ионизации, в
He	0,18	24,58
Ne	0,25	21,56
H ₂	0,49	15,1
O ₂	0,9	12,5
O	—	13,5
Воздух	1,0	—
N ₂	1,09	15,8
N	—	14,54
Ar	1,1	15,76

Из этой таблицы видно, что чувствительность манометра для различных газов изменяется в широких пределах, но для таких газов, как молекулярный кислород, молекулярный азот и аргон, она не превышает $+10\%$ относительно сухого воздуха. Данные для атомарного кислорода и азота отсутствуют, но они очень важны для оценки характеристики манометра при постановке измерений на высотах, где происходит соответствующая диссоциация молекулярного кислорода и азота. Можно только предположить, что на этих высотах чувствительность манометра не должна существенно измениться, поскольку потенциал ионизации изменяется на $1,0-1,26$ в. Однако атомарный кислород может вызвать изменение эмиссионной способности нити накала манометра за счет повышенной адсорбции, так как химическая активность атомарного кислорода значительно выше молекулярного.

Таким образом, если поддерживать ток эмиссии постоянным, то измерение давления практически сводится к измерению величины ионного тока. Стабилизация тока эмиссии накаливаемого катода нужна еще и потому, что во время работы манометра ток эмиссии изменяется вследствие местных отравлений катода даже при постоянной величине тока накала. Стабилизация тока эмиссии катода осуществляется введением в манометр дополнительной сетки, расположенной вблизи катода и имеющей по отношению к нему отрицательный потенциал в несколько вольт, регулируемый автоматически в процессе измерения давления.

Из (11) и (12) следует, что чувствительность манометра зависит от величины свободного пробега электронов λ_z . Если увеличивать пути электрона, то это приведет к соответствующему увеличению чувствительности прибора. В описанной схеме ионизационного манометра это достигается тем, что на цилиндр подан отрицательный заряд, а к сетке — положительный. В этом случае электроны от раскаленного катода не сразу попадут на положительно заряженную сетку, так как многие электроны, пролетая через ее витки к цилиндру (коллектору), отталкиваются от последнего обратно к сетке, снова проникают через ее витки по направлению к катоду, возвращаются обратно и таким образом могут совершать некоторое число колебаний около сетки, прежде чем попасть на нее, удлиняя этим свой путь.

Увеличение вероятности ионизации достигается также соответствующим подбором напряжений, подводимых к сетке и коллектору: на сетку подается обычно $200-250$ в, а на коллектор — $20-30$ в. При подборе напряжений необходимо учитывать то обстоятельство, что с увеличением напряжения на сетке ионный ток возрастает только до определенного значения напряжения; при дальнейшем увеличении напряжения ионный ток, пройдя через максимум, начинает уменьшаться.

Сравнение показаний ионизационного манометра с абсолютным прибором показывает, что он несколько занижает истинные

значения давления при данной величине отношения $\frac{I_1}{I_0}$. Это объясняется тем, что величина свободного пробега электронов λ , не определяет точно число актов ионизации частиц газа в полости манометра.

Ионизационный ток манометра, применяемого на ракетах, через усилитель постоянного тока подается на вход ракетной радиотелеметрической линии. При подъеме входное отверстие манометра закрыто и прибор откачан; автоматическое вскрытие производится на заданной высоте.

Диапазон давлений, которые могут быть измерены с помощью ионизационного манометра, довольно велик: от 1 до 10^{-10} мм рт. ст.

При использовании манометра такого типа следует учитывать:

необходимость предварительного обезгаживания электродов, в противном случае на больших высотах они будут выделять поглощенные в них газы и искажать показания манометра в сторону повышения давления;

возможность электрического поглощения газа, благодаря чему давление в манометре может оказаться меньшим, чем в окружающем воздухе;

возможность разрушения нити катода под действием химически активных газов, в частности кислорода, всегда находящегося в атмосферном воздухе;

необходимость специально контролировать постоянство тока эмиссии; даже при постоянной температуре нити ее эмиссионная способность изменяется с увеличением давления под влиянием увеличивающейся адсорбции кислорода. Использование ионизационных манометров для измерения давления в ионизированных верхних слоях атмосферы затруднено тем, что токи в манометре, обусловленные присутствующими в атмосфере ионами и электронами, могут быть сравнимы с током, являющимся функцией давления. Поэтому в манометрах, предназначенных для измерения давления в ионизированных слоях атмосферы, производится разделение этих ионных токов и измеряется лишь ионный ток, зависящий от атмосферного давления.

в) Магнитный электроразрядный манометр. В этом манометре электроны испускаются не накаливаемым катодом, а «холодным», изготовленным из активных металлов, например циркония или тория, в результате ударной ионизации частиц газа, давление которого измеряется. Так как к измерительной схеме манометра такого типа подводится достаточно высокое напряжение (около 2000 в), то между электродами манометра возникает разрядный ток. Стабилизация разряда обеспечивается балластным сопротивлением. Перпендикулярно расположению электродов манометра с помощью магнита создается магнитное поле.

Траектория электронов искривляется в магнитном поле по спирали так, что общая длина пути электронов сильно возрастает и даже при очень низких давлениях образуются довольно сильные ионные токи. Полная длина пути электронов в сотни раз превышает расстояние по прямой между катодом и анодом манометра.

Устройство магнитного электроразрядного манометра видно на рис. 227. Электроны, оказавшиеся между пластинками 1, являющимися катодами, притягиваются кольцеобразным анодом 2. Из-за наличия магнитного поля и сложения действующих на каждый движущийся электрон сил электрического и магнитного полей электроны направляются таким образом, что они попадают на анод только после совершения около него довольно большого числа колебаний. Благодаря этому сильно возрастает вероятность встречи электронов с молекулами или атомами газа, давление которого измеряется. Диапазон измеряемых магнитным манометром давлений зависит от подбора электрического и магнитного полей, а также от формы и размеров электродов.

Градуйровка манометра производится таким образом, чтобы получить давление в функции величины разрядного тока. На рис. 228 приведен образец градуировочного графика, характеризующий зависимость давления от величины разрядного тока. На рисунке видно, что чувствительность манометра такого типа не является постоянной — она наибольшая в области давлений порядка 10^{-3} — 10^{-5} мм рт. ст.

К недостаткам магнитных электроразрядных манометров следует отнести возможность сильного электрического поглощения газа в полости манометра, благодаря чему в манометре давление может быть существенно меньшим, чем в окружающем воздухе.

Ионизационные и магнитные электроразрядные манометры широко используются также для измерения плотности воздуха на больших высотах не только на ракетах, но и на спутниках.

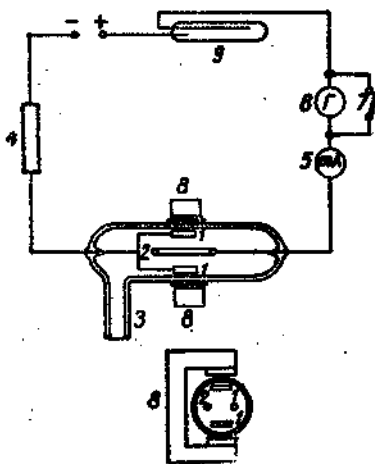


Рис. 227. Схема устройства магнитного электроразрядного вакуумного манометра.

1 — катодные пластинки, 2 — кольцевой анод, 3 — трубки для присоединения к вакуумному пространству, 4 — внешнее опорное сопротивление, 5 — миллиамперметр, 6 — микроамперметр, 7 — закорачивающее приспособление, 8 — постоянный магнит, 9 — индикаторная трубка.

Остановимся на некоторых особенностях измерения плотности воздуха этими приборами на больших высотах.

Так как скорость ракеты, а тем более скорость спутника Земли, велика, то имеет место различие температуры внутри манометра и в окружающей атмосфере. Кроме того, давление и плотность воздуха внутри полости манометра не равны давлению и плотности окружающего воздуха вследствие изменения

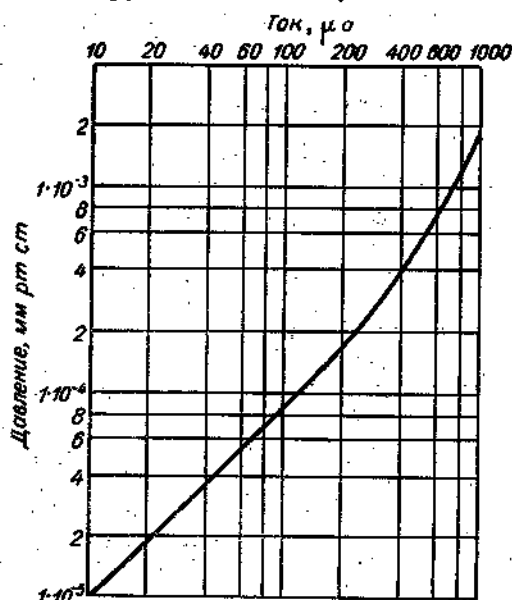


Рис. 228. Образец градуировочной кривой магнитного электроразрядного вакуумного манометра.

ориентации входного отверстия манометра относительно вектора скорости ракеты (спутника).

Существенным является то обстоятельство, что на высотах, превышающих 200 км, длина свободного пробега частиц воздуха больше характеристического размера прибора ($\xi \geq 10 M$). В этом случае не происходит столкновений частиц набегающего потока и частиц, оставляющих манометр. Если скорость движения ракеты или спутника u значительно превосходит тепловую скорость частиц среды, в которой происходит полет, то в единицу времени через отверстие манометра площадью S входит $NSu \sin \Theta$ частиц, где N число частиц в единице объема атмосферы, а Θ — угол между вектором скорости и плоскостью отверстия манометра.

Частицы, попавшие в полость манометра, претерпевают ряд соударений с его стенками и приобретают наиболее вероятную

скорость v_1 , которая определяется температурой стенок T_1 . Далее, в единицу времени из отверстия манометра будет выходить $\frac{N_1 v_1 S}{2\sqrt{\pi}}$ частиц, где N_1 — число частиц в единице объема внутри манометра.

Если установится равновесие между притоком и оттоком частиц в манометре, то

$$N S u \sin \theta = \frac{N_1 v_1 S}{2\sqrt{\pi}},$$

откуда концентрация частиц в данной точке атмосферы определяется выражением

$$N = \frac{N_1 v_1}{2\sqrt{\pi} u \sin \theta}.$$

Манометры обычно градуируют не на концентрацию частиц N_1 , а на давление p_1 . Из кинетической теории газов следует, что

$$N_1 = \frac{p_1}{k T_1},$$

где k — постоянная Больцмана, равная отношению $\frac{R^*}{N_{AB}}$.

Здесь R^* — универсальная газовая постоянная, а N_{AB} — число Авогадро.

Наиболее вероятную скорость частиц v_1 можно заменить величиной $\sqrt{\frac{2R^*T_1}{\mu}}$, где μ — молекулярный вес в г/моль.

Подставив в предыдущее выражение для N значения N_1 и v_1 , получим, что

$$N = \frac{p_1 N_{AB}}{\sqrt{2\pi\mu R^* T_1} u \sin \theta}.$$

Таким образом, для расчета N , а затем плотности воздуха необходимо измерять давление внутри манометра, температуру его стенок, а также скорость полета и ориентировку ракеты или спутника. Должен быть известен молекулярный вес воздуха на высотах, для которых определяется плотность атмосферы.

г) Радиоактивный манометр (альфатрон). Принцип работы такого манометра состоит в том, что альфа-частицы, испускаемые препаратом радия, проходя через газ, образуют ионы, количество которых является линейной функцией давления в полости манометра. Схема альфатрона показана на рис. 229, где 1 — препарат радия, 2 — коллектор, состоящий из четырех изогнутых стержней, соединенный с сеткой входной лампы усилителя, 3 — электроды, создающие поле, направляющее ионы на коллектор,

4 — герметизированный корпус манометра. Положительные ионы, образующиеся под воздействием ударов α -частиц о встречные молекулы газа, попадают на коллектор и создают ионный ток между радиоактивным веществом и коллектором. Ионные токи в манометре очень слабы и составляют 10^{-15} а при давлении 10^{-3} мм рт. ст. и 10^{-6} г радия. Для измерения столь слабых токов их необходимо усилить. Усилитель рассчитывается так, чтобы он имел линейные характеристики во всем диапазоне измеряемых давлений. Показания этого манометра зависят от рода газа, а диапазон измеряемых давлений — от размеров ионизационной камеры и активности применяемого препарата. В отличие от других типов манометров, альфатрон дает возможность

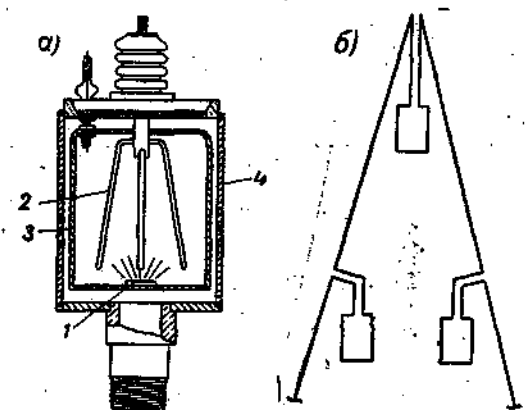


Рис. 229. Схема устройства альфатрона (а) и расположение манометра в носовой части ракеты (б).

измерять сравнительно высокие давления (до 60—100 мб), и во всем диапазоне измерений (до 10^{-4} мб) градуировочная кривая является линейной (рис. 230). На диапазоне измеряемых давлений отрицательно сказывается наличие тока утечки вследствие конечной величины сопротивлений изоляции сетки входной лампы усилителя.

Результаты измерений с помощью альфатрона могут быть заметно искажены за счет вторичных электронов, выбиваемых альфа-частицами из стенок ионизационной камеры манометра. Для уменьшения этого явления полярность в манометре выбирается таким образом, чтобы положительные ионы попадали на коллектор.

Обращение с радиоактивным манометром требует определенной предосторожности, чтобы избежать вредного физиологического действия эманации радия.

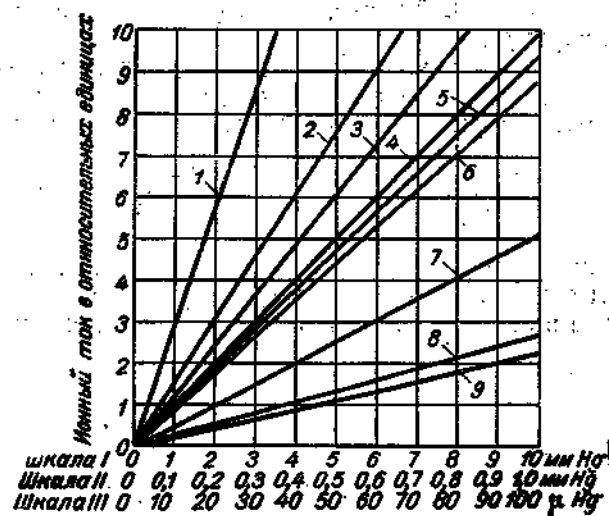


Рис. 230. Градуировочные кривые альфатрона для различных газов.

1 — ацетон, 2 — углекислый газ, 3 — аргон, 4 — воздух, 5 — смесь воздуха (50%) с водяным паром (50%), 6 — водяной пар, 7 — неон, 8 — водород, 9 — гелий.

§ 6. Измерение плотности воздуха

Если известно вертикальное распределение атмосферного давления с высотой, то средняя плотность воздуха для некоторого слоя может быть определена из выражения

$$\rho = - \frac{1}{g} \frac{dp}{dz},$$

где g — ускорение силы тяжести.

Так как давление определяется с известной погрешностью, то еще в большей мере оказываются неточными определения плотности, так как она является функцией вертикального градиента давления.

Плотность воздуха может быть также определена, если измерены статическое и полное давление на высотах. Рассмотрим перемещение ракеты со сверхзвуковой скоростью (рис. 231). При сверхзвуковой скорости перед тупым телом образуется головной скачок уплотнения (ударная волна). Течение перед носиком ракеты можно разделить на две части: сверхзвуковое течение перед ударной волной и дозвуковое течение за ударной волной вплоть до точки остановки потока. Статическое давление невозмущенного потока впереди скачка уплотнения (ударной волны) $S_1 S_2$ обозначим через p_∞ , а статическое давление за скачком уплотнения — через p_1 . Полное давление у носика ра-

жеты, т. е. в критической точке, где скорость потока равна нулю, обозначим через p_2 .

Из теории скачков уплотнения для условий, когда $\xi \ll 0,1$, следует, что давление p_1 связано с давлением в критической точке для нулевых углов атаки следующим соотношением:

$$p_2 = p_1 \left(1 + \frac{k-1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad (13)$$

где k — отношение теплоемкостей при постоянном давлении и постоянном объеме, а M_1 — число Маха, равное отношению скорости потока в области за скачком уплотнения к скорости звука.

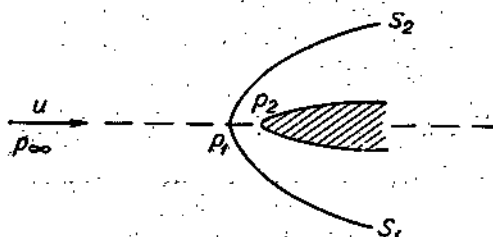


Рис. 231. Схема распределения давления и плотности воздуха впереди носовой части ракеты.

С другой стороны, давление в области за скачком уплотнения связано с давлением в невозмущенном потоке, т. е. в свободной атмосфере, соотношением

$$p_1 = p_\infty \frac{M_\infty^2 \left(2k - \frac{k-1}{M_\infty^2} \right)}{k+1}, \quad (14)$$

где M_∞ — число Маха для области впереди скачка уплотнения (перед ударной волной).

Наконец, величины M_1 и M_∞ связаны выражением

$$M_1^2 = \frac{1 + \frac{(k-1) M_\infty^2}{2}}{k M_\infty^2 - \frac{k-1}{2}}. \quad (15)$$

Из отношения (13) к (14) следует, что

$$\frac{p_2}{p_\infty} = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} k^{-\frac{1}{k-1}} M_\infty^2 \left(1 - \frac{k-1}{2k M_\infty^2} \right)^{-\frac{1}{k-1}}. \quad (16)$$

Выражение (16) характеризует зависимость между давлением торможения, которое может быть определено с помощью манометра в носике ракеты, и давлением в невозмущенном потоке, которое можно измерять манометром статического давления.

На рис. 232 приведена зависимость M_1 , а также отношений $\frac{p_1}{p_\infty}$ и $\frac{p_2}{p_\infty}$ от M_∞ — той части атмосферы, для которой $k=1,4$.

Кривые дают представление об изменении состояния воздуха при переходе через прямую ударную волну, т. е. когда угол между направлением полета и нормалью к плоскости ударной волны равен нулю. Из рисунка видно, что при полете ракеты со скоростью, соответствующей $M=3$, отношение $\frac{p_2}{p_\infty}$ равно 12, а $\frac{p_1}{p_\infty} = 10,3$.

Выражение (16) можно преобразовать, если учесть, что число Маха для невозмущенного потока равно

$$M_\infty^2 = \frac{\rho u^2}{k p_\infty}, \quad (17)$$

где ρ — плотность невозмущенного потока, а u — скорость полета ракеты.

После подстановки величины M_∞ из (17) в (16), ограничившись первыми двумя членами разложения по степени бинома, получим

$$p = p_2 = B \rho_\infty u^2 + \frac{1}{2} B p_\infty + \dots \quad (18)$$

Коэффициент

$$B = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} k^{-\frac{k}{k-1}}.$$

Выражение (18) есть формула Релея, характеризующая зависимость плотности воздуха от полного давления и давления в невозмущенном потоке. Это выражение справедливо для высот, на которых длина свободного пробега молекул меньше ха-

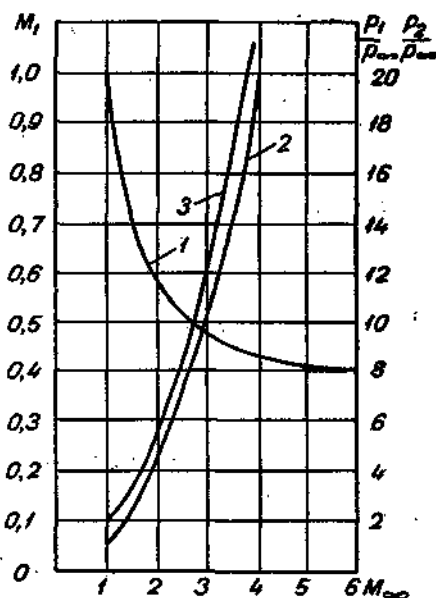


Рис. 232 Зависимость M_1 от M_∞ (1)

$\frac{p_1}{p_\infty}$ (2) и $\frac{p_2}{p_\infty}$ (3) от M_∞ .

ракетных характеристических размеров (входного отверстия) манометра, и если характеристики течения определяются величиной $\xi \leq 0,1$.

Для двухатомных газов $k=1,4$, и уравнение (18) может быть переписано в виде

$$p_2 = 0,92\rho_\infty u^2 + 0,46p_\infty + \dots, \quad (19)$$

а плотность воздуха приближенно равна

$$\rho_\infty = \frac{1,09p_2 - 0,50p_\infty}{u^2}. \text{ Так как } \frac{\text{мм рт. ст.}}{(\text{км/сек})^2} = 0,1333 \text{ г/м}^3,$$

то, следовательно,

$$\rho_\infty = \frac{0,145p_2 - 0,067p_\infty}{u^2}, \quad (19a)$$

где p_2 и p_∞ даны в мм рт. ст., а скорость u — в км/сек.

Для одноатомных газов, для которых $k = \frac{5}{3}$,

$$p_2 = 0,88\rho_\infty u^2 + 0,44p_\infty + \dots, \quad (20)$$

$$\rho_\infty = \frac{0,152p_2 - 0,067p_\infty}{u^2}. \quad (20a)$$

На больших высотах, где длина свободного пробега молекул больше характеристических размеров прибора и характеристики течения определяются значением $\xi > 0,1$, плотность воздуха вычисляется по формуле

$$\rho = 0,182 \frac{\Delta p}{u'}, \quad (21)$$

где Δp — разность показаний манометров, размещенных на передней и задней сторонах ракеты относительно направления ее движения, а u' — скорость ракеты, нормальная к плоскости отверстия манометра.

Величина u' может быть определена по данным кинотеодолитных или фотографических прослеживаний за положением ракеты в пространстве.

Формула (19) применяется обычно для вычисления плотности воздуха до высот 80—100 км, а формула (21) — для больших высот. Относительная погрешность в определении плотности воздуха до высот 80—100 км может достигать 20%, а для больших высот еще больших значений.

Все более широкое применение находит другой метод определения плотности воздуха на высотах. Шар диаметром 1—1,5 м из полиэтиленовой пленки или нейлоновой ткани, пропитанной нейлоном, подсоединенный к небольшому баллону, наполненному воздухом под большим давлением, поднимается на ракете и вы-

брасывается на вершине траектории. В момент выбрасывания шар автоматически надувается (рис. 233). Скорость падения такого шара весьма точно определяют с помощью радиолокационных станций, если поверхность шара металлизирована, или с помощью ретранслятора, используя эффект Доплера. В последнем случае в шар помещаются приемник и передатчик, принимающие с земли незатухающие сигналы одной частоты и ретранслирующие радиосигналы на другой частоте (в два раза большей). Сигналы передатчика, помещенного в шар, принимают несколько наземных станций. Обработка этих сигналов дает возможность определить скорость и ускорение падающего шара. Вес шара вместе с доплеровским приемопередатчиком около 20—25 кг. Используются также металлические шары небольшого размера (диаметром 18—20 см) из алюминия, в которые вмонтированы акселерометры, включаемые в схему доплеровского приемопередатчика. Вес малых шаров около 5 кг.

Плотность воздуха определяется из уравнения движения

$$ma = mg - \frac{1}{2} \rho c A w^2,$$

где c — коэффициент сопротивления шара, определяемый экспериментально в аэродинамических трубах, w — скорость падения, a — ускорение шара, находящееся в пределах 0,0015—10 g , A — миделевое сечение шара, m — масса шара.

Коэффициент c определяется с ошибкой порядка 5%. Кроме того, на точности определения плотности воздуха сказывается влияние вращения шара и антенны радиоприемной и передающей систем. Суммарная погрешность в определении плотности воздуха этим методом достигает $\pm 15\%$.

§ 7. Измерение температуры воздуха

Температура воздуха на больших высотах может быть определена несколькими независимыми косвенными способами, а до определенных высот — прямыми измерениями с помощью термометров сопротивления. Рассмотрим сначала некоторые косвенные методы определения температуры воздуха.

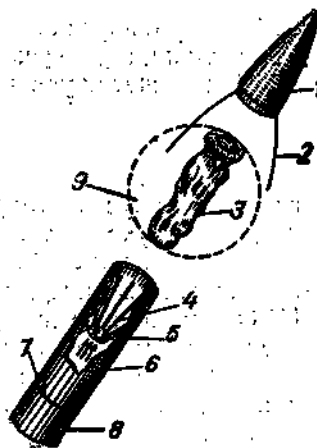


Рис. 233. Схема выбрасывания шара во время полета ракеты.

1 — носовой конус, 2 — стеклянные шнуры, 3 — оболочка шара, 4 — резиновые оттяжки, 5 — выбрасывающее кольцо, 6 — наружный цилиндр, 7 — подрыной капсюль, 8 — приборное отделение, 9 — наполненная оболочка шара $d=4'$ (1,2 м).

а) Если измерено атмосферное давление на высотах, то температуру можно вычислить по убыванию атмосферного давления с высотой

$$T = - \frac{\mu g}{R \frac{d \ln p}{dz}}, \quad (22)$$

где R — универсальная газовая постоянная, μ — молекулярный вес воздуха, а g — ускорение силы тяжести.

При расчетах учитывается, что

$$g = g_0 \left(\frac{r}{r+z} \right)^2, \quad (23)$$

где r — радиус Земли, а z — высота над поверхностью Земли.

Для получения температуры, которая была бы по своему значению близка к локальной (в данной точке), необходимо иметь величины давления для малых интервалов высот. В измерениях ЦАО эти слои не превышают 1 км. Согласно американским исследователям Келлогу и Шиллингу, погрешность определения температуры воздуха по данным вертикального распределения давления, измеренного при запуске американских ракет, составляет $\pm 25^\circ$ для высот 50—60 км, $\pm 15^\circ$ для высот 65—70 км, $\pm 20^\circ$ для высоты 72,5 км и $\pm 40^\circ$ для высот, больших 100 км.

б) Температура воздуха на высотах может быть вычислена по распределению плотности воздуха, измеренному методом сбрасываемых шаров. Из уравнения статики, записанного по модулю,

$$dp = \rho g dz$$

и уравнения состояния

$$p = \rho R T$$

получаем формулу для расчета температуры на высоте z

$$T_z = \frac{1}{R \rho_z} \int_0^z \rho g dz + \frac{\rho_0 T_0}{\rho_z}.$$

Здесь R — газовая постоянная, g — ускорение силы тяжести, ρ_z — плотность воздуха на высоте z , ρ_0 и T_0 — плотность и температура воздуха в высшей точке траектории шара, где ускорение торможения может быть измерено с достаточной точностью. Это, по существу, начальная точка траектории для расчетов.

Температура T_0 выбирается произвольно, исходя, например, из известного среднего распределения. При этом, конечно, допускается ошибка, но она не превышает $\pm 50\%$. Это обстоятельство сказывается главным образом на точности значений темпе-

ратуры для высот, близких к начальной точке. По мере вычисления температуры для более низких высот роль T_0 уменьшается

по сравнению с ролью величины $\int_0^z \rho g dz$. Так, при уменьшении

высоты на 15 км от начальной точки величина интеграла в десять раз больше величины $\rho_0 R T_0$, и погрешность в определении T_z обусловлена главным образом погрешностью в определении

$\int_0^z \rho g dz$. В общем температура воздуха определяется этим ме-

тодом с суммарной погрешностью $\pm 30\%$ в области высот 70—75 км и $\pm 5\%$ на высоте 50 км. Из сказанного следует, что точность измерений тем больше, чем выше высота сброса шара, так как практически можно воспользоваться, как мы видели, данными для высот, расположенных примерно на 15 км ниже начальной точки.

в) Температуру воздуха на больших высотах можно рассчитать, если измерено давление в двух точках обтекаемой части ракеты, так как отношение давления на каком-нибудь расстоянии x от носика ракеты p_x к статическому давлению p_s в невозмущенном потоке является функцией расстояния x , температуры атмосферы T (числа Маха), скорости полета ракеты u , угла атаки α , угла поворота θ , т. е.

$$\frac{p_x}{p_s} = f(x, T, u, \alpha, \theta).$$

Эту зависимость определяют экспериментально путем продувок моделей в аэродинамических трубах. В полете можно определить p_x , p_s , u , α и θ , а затем вычислить искомую величину T . Заметим, что необходимо еще знать средний молекулярный вес воздуха μ и отношение теплоемкостей k .

Практически температура воздуха может быть определена, если наряду с измерением скорости полета ракеты измерять давление в двух точках — полное давление у отверстия носовой части p и неискаженное давление p_∞ в одной из точек на поверхности ракеты, где аэродинамический коэффициент давления меньше $\pm 0,05$. По этим данным можно вычислить температуру воздуха с помощью формулы

$$T = 3,22 \cdot 10^{-8} \frac{p}{p_\infty}. \quad (24)$$

г) Температура может быть также определена, если известна скорость движения ракеты, ее положение в пространстве, а также локальные значения числа Маха и скорость потока

в некоторой точке на поверхности ракеты. Этот метод основывается на энергетическом уравнении Бернулли, записанном в виде

$$\frac{u^2}{2} + \frac{kRT_\infty}{k-1} = \frac{c^2}{2}, \quad (25)$$

где u — скорость движения ракеты, T_∞ — температура невозмущенного потока, c — некоторая постоянная.

Из выражения (25) следует, что

$$T_\infty = \frac{k-1}{2kR} (c^2 - u^2). \quad (26)$$

Постоянную c можно определить, если известны местные температура T_s и скорость потока u_s в некоторой области конусообразной поверхности ракеты, так как

$$c^2 = u_s^2 + \frac{2kRT_s}{k-1}. \quad (27)$$

Выражение (27) преобразуем с учетом того, что местная скорость связана с местным числом Маха соотношением

$$u_s^2 = kRT_s M_s^2, \quad (28)$$

а скорость полета ракеты

$$u^2 = kRT_\infty M_\infty^2. \quad (29)$$

Подставив значения u_s из (28) в (27), а затем значение c из (27) и u из (29) в выражение (26), получим

$$T_\infty = \frac{k-1}{2kR} u_s^2 \frac{1 + \frac{2}{(k-1)M_s^2}}{1 + \frac{2}{(k-1)M_\infty^2}}. \quad (30)$$

Величина u_s может быть измерена в полете с помощью ионизационного индикатора скорости (рис. 234). Ионизатор индикатора устанавливается в точке A на поверхности конуса ракеты, а детектор — в точке B на этой поверхности. Местная скорость u_s равна отношению D ко времени прохождения к точке B частиц воздуха, ионизированных в точке A .

Что касается местного значения числа Маха, то оно может быть определено из отношения полного давления к статическому. На рис. 234 приведена зависимость M_s от $\frac{p}{p_\infty}$.

д) Как известно, скорость распространения звука в атмосфере зависит от температуры воздуха на высотах, а именно $a = \sqrt{kgRT}$. (31)

Источником звука могут явиться взрывы гранат, которыми снабжаются ракеты. Гранаты автоматически выбрасываются из ракет на определенных высотах и взрываются. Время взрывов регистрируется с большой точностью фотоэлементами, расположенными на ракете. Звуковые волны улавливаются на земле с помощью нескольких звукоулавливателей, установленных на определенном расстоянии друг от друга.

Исследования показали, что в радиусе 20—25 км от места старта ракеты можно считать, что горизонтальные изменения температуры и скорости ветра настолько малы, что ими можно пренебречь. Кроме того, скорости вертикальных движений воздуха малы по сравнению со скоростью звука. С учетом этих оговорок скорость звука от взрывов гранат зависит только от вертикального распределения температуры в слое; она равна

$$a = \frac{\Delta z}{\Delta \tau} \sec \psi, \quad (32)$$

где Δz — толщина слоя, в котором распространяется звук, $\Delta \tau$ — время между моментом взрыва и приходом звуковой волны,

ψ — угол между нормалью к поверхности волны и горизонтом.

Из (32) и (31) следует, что средняя температур в слое равна

$$T = \frac{(\Delta z)^2 \sec^2 \psi}{kgR (\Delta \tau)^2}. \quad (33)$$

Если во время подъема ракеты по вертикали производятся взрывы серии гранат на разных высотах, то можно вычислить среднюю температуру для слоев, на границах которых осуществляются взрывы гранат. Погрешность измерения температуры этим методом составляет $\pm 5^\circ$. Высота, до которой может быть

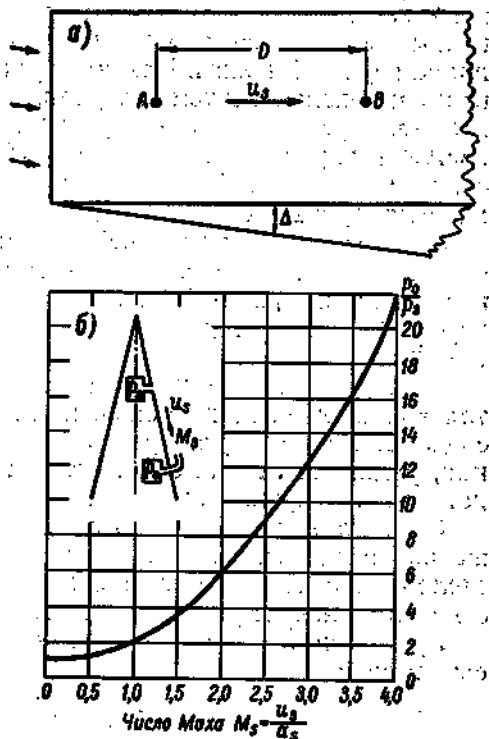


Рис. 234. Схема работы ионизационного спидометра для определения величины u_s . (а). Определение величины M_s . (б). p_s — давление воздушного потока, p_0 — давление торможения.

использован акустический метод измерения температуры, зависит от степени затухания звука. Последняя определяется длиной звуковой волны, используемой для измерений, плотностью воздуха и турбулентностью атмосферы. Молекулярное поглощение резко увеличивается на больших высотах, когда длина свободного пробега молекул становится сравнимой с длиной звуковой волны. Естественно, что это влияние тем больше, чем меньше длина звуковой волны. Влияние турбулентности атмосферы приводит к дополнительному затуханию звука по сравнению с затуханием, обусловленным молекулярной вязкостью и теплопроводностью воздуха. Кроме того, с турбулентностью связано возрастание погрешностей в определении характеристик распространения звуковых волн.

е) Рассмотрим теперь особенности измерений температуры воздуха на высотах с помощью термометров сопротивления, установленных на ракете. Этот метод разработан М. Н. Изаковым и по его оценке он с достаточной точностью применим до высот 70—80 км.

На показаниях термометра сопротивления сказывается не только влияние больших скоростей полета ракеты в разреженной среде, но и ряда других факторов, в частности солнечной радиации, радиации Земли, собственное излучение, теплопроводность деталей, поддерживающих термометр, и т. д.

Определим сначала роль больших скоростей полета в разреженной среде. Рассмотрим для этого уравнение конвективного теплообмена термометра в свободном молекулярном потоке с максвелловским распределением скоростей молекул.

Уравнение баланса конвективного теплообмена можно записать в виде

$$q = \frac{dQ}{dS} = E_r - E_i, \quad (34)$$

где E_i — количество энергии, приходящееся в единицу времени на единицу поверхности термометра, приносимое ударяющимися молекулами, а E_r — количество энергии, уносимое отраженными молекулами.

Эффективность обмена энергией с поверхностью термометра оценивается величиной коэффициента аккомодации, записанного в форме

$$\alpha = \frac{E_i - E_r}{E_i - E_w}, \quad (35)$$

где E_w — поток энергии, который возник бы, если бы молекулы, уходящие от поверхности термометра, имели максвелловское распределение скоростей, соответствующее температуре поверхности термометра. Из выражений (34) и (35) следует, что

$$\frac{q}{\alpha} = E_w - E_r. \quad (36)$$

Решение уравнения (36) в предположении, что выполняются условия равновесия, т. е. приток тепла к термометру равен оттоку тепла от него, дает возможность получить формулу для расчета температуры воздуха по температуре поверхности термометра

$$T = \beta T_w. \quad (37)$$

Поправочный множитель для двухатомных газов и термометра, имеющего цилиндрическую форму и обтекаемого потоком перпендикулярно его продольной оси, с достаточным приближением равен

$$\beta = \frac{1}{1,17 + 0,233M^2}, \quad (38)$$

где M — число Маха.

Выражение (38) дает представление о порядке величины нагрева термометра, поднимаемого на ракете в высокие слои с разреженными газами благодаря большой скорости полета. Так, например, если $T_\infty = 200^\circ$, а $M = 2$, то $T_w = 420^\circ$.

Как уже указывалось, выражение (34) характеризует стационарные условия и не учитывает таких факторов, как влияние коротковолновой солнечной радиации, длинноволновой радиации Земли и атмосферы, собственного излучения термометра, теплоотвода от термометра через поддерживающую систему и т. д. В конструкции термометра, применяемого на метеорологической ракете в ЦАО, нити термометров изготовлены из вольфрамовой проволоки диаметром 40 м. Они расположены вдоль средней части шпиля (см. рис. 221), между двумя рядами изолированных металлических косынок, расстояние между которыми равно 300 мм.

Температура свободной атмосферы может быть вычислена по температуре, измеренной с помощью термометра, продольно обтекаемого потоком воздуха, по формуле Изакова

$$T_\infty = T_w - r \frac{k-1}{2kR} Mu^2 + \frac{\rho_w c_w W}{hS} \frac{dT_w}{dt} - \frac{1}{h} \left[\frac{\varepsilon_1 (1-a_1)}{\pi} \Phi_e + \frac{\varepsilon_2 (1-a_2)}{2} \Phi_s + \varepsilon_2 \sigma T_w^4 + 0,15 \varepsilon_2 \sigma T_{ш}^4 \right] - \frac{Q}{hS} + \zeta (T_w - T_{ш}). \quad (39)$$

В выражении (39) приняты следующие обозначения: $T_{ш}$ — температура шпиля, u — скорость ракеты, ρ_w и c_w — плотность и теплоемкость материала термометра, W и S — объем и площадь поверхности термометра, h — коэффициент теплообмена, r — коэффициент восстановления температуры, Q — тепло, выделяемое в термометре током измерительной схемы, ζ — параметр теплоотвода через систему, поддерживающую термометр, ε_1 , ε_2 и ε_3 — соответственно коэффициенты поглощения термометром корот-

коволновой и длинноволновой радиации и излучения им длинноволновой радиации, a_1 и a_2 — коэффициенты отражения шпилем коротковолновой и длинноволновой радиации, Φ_s и Φ_z — потоки солнечной радиации и длинноволновой радиации Земли и атмосферы.

Исследования М. Н. Изакова показали, что в (39) все поправочные члены, кроме первого, очень малы до высоты порядка 50 км; они несколько возрастают до высот 60—70 км и резко растут на больших высотах. Это объясняется выбором параметров вольфрамовой нити (диаметр 40 м, длина 30 см), благодаря которому уменьшается тепловая инерция, теплообмен через поддерживающую систему и в некоторой степени радиационный эффект и тепловая инерция теплоотвода.

Как уже упоминалось, для получения входных данных в выражение (39) у основания шпиля устанавливаются болометры, измеряющие поток солнечной радиации, а в средней части шпиля — термометр, измеряющий температуру поверхности шпиля. Скорость полета ракеты получается из данных кинотеодолитных прослеживаний. Определяются также углы атаки ракеты, от которых зависят величины h и r . Остальные параметры вычисляются или получают в результате лабораторных испытаний термометров.

Погрешность измерения температуры воздуха этим методом возрастает с высотой; среднеквадратичная ошибка отдельного измерения на высоте 40 км не превышает $\pm 5^\circ$, на высоте 50 км она уже равна $\pm 10^\circ$, а на высоте 70—80 км достигает $\pm 20^\circ$. Некоторое повышение точности может быть получено путем учащения измерений (через малые интервалы высот) и исключения «выскакивающих» значений температуры, а также сравнения данных, полученных при подъеме ракеты, с данными при спуске.

Область применения термометра сопротивления определяется при прочих равных условиях величиной коэффициента теплообмена h . При больших значениях h в выражении (39) могут быть отброшены все поправочные члены, кроме второго и последнего. Если же h мало, то в этом уравнении можно отбросить все члены, не содержащие h . Это должно иметь место на тех высотах, где $\zeta > 0,1$. На таких высотах показания термометра уже ни в какой мере не характеризуют температуру окружающей атмосферы. Оценка величины h в функции высоты показывает, что термометрический метод применим при ракетном зондировании атмосферы, как указывалось выше, приблизительно до высоты 80 км.

§ 8. Ракетные радиотелеметрические линии

Радиотелеметрические линии, состоящие из бортовых радиопередатчиков и наземной приемно-регистрирующей аппаратуры, определяются принятой системой измерений метеорологических и других параметров и частотой, на которой они работают.

Радиотелеметрическая линия, используемая на ракете МР-1, состоит из бортового передатчика и наземного приемного устройства — коротковолнового приемника с панорамной приставкой. Основным элементом панорамной приставки является электронно-лучевая трубка. Регистрация сигналов бортового радиопередатчика производится путем фотографирования экрана на киноплёнку, движущуюся перпендикулярно линии развертки трубки. Киноплёнка протягивается специальным лентопротяжным механизмом со скоростью до 3 м/мин.

Передача сигналов с показаниями измерительных приборов производится путем манипуляции по высокой частоте. Для этого измерительные цепи приборов подсоединены к ламелям (контактам) механического коммутатора, который последовательно включает их на вход передатчика. Коммутатор имеет 60 контактов. Полный цикл коммутации продолжается 5 сек.

Напряжения с ламелей механического коммутатора снимаются вращающейся системой щеток и, как уже указывалось, последовательно подаются на вход радиопередатчика, частота которого изменяется в соответствии с изменением подводимого к нему напряжения. В начале каждого цикла на передатчик передаются контрольные сигналы известного заданного напряжения, которые калибруют телеметрическую линию во время полета ракеты. Контрольные сигналы снимаются со специального контрольного моста, состоящего из высокостабильных сопротивлений.

На входе радиопередатчика включена реактивная лампа, эквивалентная ёмкость которой, зависящая от величины поданного на ее сетку напряжения, включается параллельно ёмкости задающего генератора. Излучаемая частота определяется результирующей ёмкостью. При переходе щеток коммутатора с одного контакта на другой напряжение на входе реактивной лампы изменяется скачком, благодаря чему скачком изменяется излучаемая частота. Напряжение на входе передатчика лежит в пределах от -100 до $+100$ мв. Такое изменение напряжения обеспечивает смещение частоты излучения передатчика в пределах ± 50 кГц.

Связь между характеристиками радиотелеметрической линии определяется выражением

$$T_c = mNT_a = \frac{2\omega_g mN}{\gamma},$$

где T_c — длительность цикла коммутации, m — число контактов или число каналов радиолinii, N — число измерений каждого параметра за время работы передатчика на один канал, T_a — время анализа, в течение которого переменная частота настройки наземного приемного устройства изменяется в пределах полосы обзора, $2\omega_g$ — ширина полосы обзора, γ — скорость перестройки

частоты. Время анализа составляет 0,02 сек, а ширина полосы обзора $2\omega_g = 100$ кГц, а поэтому скорость перестройки частоты $\gamma = 5 \cdot 10^3$ кГц/сек.

Приемник наземной аппаратуры имеет систему автоматической настройки на частоту передатчика. Она дает возможность, настроив приемник на среднюю частоту передатчика, видеть на экране панорамной приставки сигналы всех частот, находящихся в пределах обзора. Ширина полосы обзора соответствует ширине полосы качания частоты передатчика.

Калибровка радиотелеметрической линии контрольными сигналами в каждом цикле коммутации дает возможность учесть влияние нелинейности характеристики радиолинии, нестабильность ее работы за счет возможного изменения напряжения источников питания, а также изменения различных внешних условий.

Фотопленка с образцом записи сигналов бортового радиопередатчика показана на рис. 235.

Смещение сигнала от нулевой линии на пленке пропорционально напряжению, подаваемому на вход передатчика. С помощью градуировочных кривых для каждого измерительного прибора определяются значения их показаний, записанных на пленке в функции времени. После введения необходимых поправок к показаниям приборов находят значения метеорологических элементов на различных высотах.

На рис. 235 видно, что каждый сигнал регистрируется на пленке четыре раза. Этим, кстати, повышается помехоустойчивость радиотелеметрической линии, так как постоянно действующие, а также кратковременные помехи хорошо отличаются на пленке от сигналов измерительных приборов, по которым судят о параметрах атмосферы. Обработка пленки производится с помощью специального оптического дешифратора.

Исследования Н. С. Лившиц показали, что средняя квадратичная ошибка, вносимая радиотелеметрической линией ракеты МР-1 в результате измерений параметров атмосферы, составляет $\pm 1\%$.



Рис. 235. Вид записи на пленке ракетной радиотелеметрической линии ЦАО.

а, б, в — сигналы мембранного приемника давления, б — сигнал термометра, г — сигнал манометра Пирани, ж — сигнал болометра, е — контрольные сигналы, д — нулевой сигнал.

§ 9. Измерение скорости и направления ветра на высотах

При ракетном зондировании верхних слоев атмосферы большое практическое значение имеет определение ветра на высотах. Оно может быть проведено несколькими независимыми способами: по абсолютной скорости ракеты и данным определений температуры воздуха на высотах, по абсолютной и относительной скорости полета ракеты, по распространению звука от взрывааемых гранат, поднимаемых на ракете, по распространению дымов или других взвешенных частиц, искусственно вводимых в атмосферу на высотах. Рассмотрим эти способы.

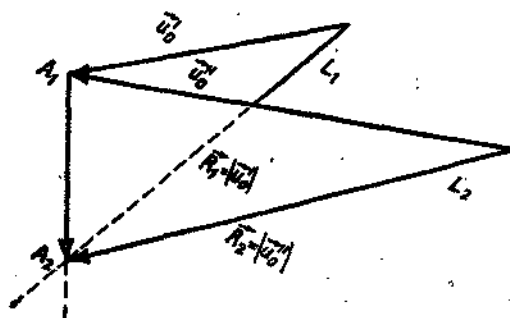


Рис. 236. Схема определения скорости и направления ветра на высотах.

1. Допустим, что скорость и направление полета ракеты u_a определены по данным кинотеодолитных или радиолокационных наблюдений, а скорость полета ее относительно воздуха u_c — по показаниям радиоспидометра, установленного на ракете. По этим данным может быть построен треугольник скоростей, из которого можно определить направление и скорость ветра. Так как спидометр не дает направления вектора относительной скорости ракеты, то для его определения необходимо знать относительную скорость для двух точек, расположенных на различных высотах. Если предположить, что в слое Δz , на границах которого определены величины относительной скорости полета ракеты, скорость и направление ветра не изменяются, тогда, как это видно из рис. 236, можно для этого слоя однозначно определить среднюю скорость и направление ветра.

Действительно, пусть $\vec{u}'_a$ и $\vec{u}''_a$ значения вектора скорости перемещения ракеты на границах слоя Δz . Обозначим относительные скорости полета ракеты на границах этого слоя через $\vec{u}'_0$ и $\vec{u}''_0$. Соединим концы векторов $\vec{u}'_a$ и $\vec{u}''_a$ в точке A_1 , как это показано на рис. 236, а через их начало проведем линии L_1 и L_2 так,

чтобы при их пересечении в точке A_2 отрезки R_1 и R_2 были соответственно равны $|\vec{u}_0|$ и $|\vec{u}_0''|$. Тогда направления R_1 и R_2 будут соответствовать направлениям векторов $\vec{u}_0'$ и $\vec{u}_0''$. Вектор $\vec{A_1A_2}$ есть вектор ветра $\vec{u}_b$ в слое Δz . Этот метод определения ветра не отличается большой точностью.

2. Рассмотрим способ определения ветра, если известна скорость полета ракеты и температура воздуха. Из рис. 236 следует, что

$$\vec{u}_0 = \vec{u}_a - \vec{u}_b. \quad (40)$$

Кроме того,

$$u_0^2 = u_a^2 + u_b^2 - 2u_a u_b \cos \varphi, \quad (41)$$

где φ — угол между векторами u_a и u_b .

Из этого выражения и выражения (26) § 7 следует, что

$$T_\infty = \frac{k-1}{2kR} (c^2 - u_a^2 - u_b^2 - 2u_a u_b \cos \varphi). \quad (42)$$

Если известна температура торможения T_0 , можно определить численное значение постоянной c из выражения

$$\frac{c^2}{2} = 0 + \frac{kRT_0}{k-1}. \quad (43)$$

Подставляя значения c из (43) в (42) и решая полученное уравнение второго порядка относительно u_b , получим, что

$$u_b = u_0 \cos \varphi \pm \sqrt{u_a^2 \cos^2 \varphi + \frac{2kR}{k-1} (T_\infty - T_0)}. \quad (44)$$

Если известна ориентировка ракеты относительно Земли в функции времени, то можно определить угол φ , а затем с помощью выражения (44) скорость и направление ветра.

3. Определим ветер по скорости распространения звука от взрывов гранат, поднимаемых на ракете. Если ракетное зондирование атмосферы является вертикальным, то для вертикального звукового луча в спокойной атмосфере отсутствует рефракция, обусловленная неоднородностью по вертикали температурного поля. Поэтому если источник звука (точка, в которой произведен взрыв гранаты) расположен почти точно над приемником, а звук пришел под углом, отличным от 90° , то наблюдаемая при этом рефракция должна быть отнесена только за счет влияния ветра на распространение звука при акустических исследованиях верхних слоев атмосферы.

Рассмотрим этот метод более подробно. Допустим, что в точке O системы координат $ONEZ$ (рис. 237) расположен звуко-

улавливатель, а взрыв гранаты происходит в точке A на высоте z . При наличии ветра скорость распространения звуковой волны есть вектор, равный сумме скорости звука и компонента скорости ветра вдоль азимута по нормали к звуковой волне. Волна распространяется по горизонтали несимметрично по отношению к источнику звука, так как поток непрерывно сносит ее в направлении ветра. Поэтому в точку O придут звуковые колебания как от точки A , так и от точки B . Обозначим угловые координаты звукового луча из точки A через δ_1 и β_1 , из точки B через δ_2 и β_2 , а азимут горизонтальной проекции сноса волны через α . Из рис. 237 видно, что

$$\begin{aligned} ut \sin \alpha &= L_2 \sin \beta_2 - L_1 \sin \beta_1, \\ ut \cos \alpha &= L_2 \cos \beta_2 - L_1 \cos \beta_1, \end{aligned} \quad (45)$$

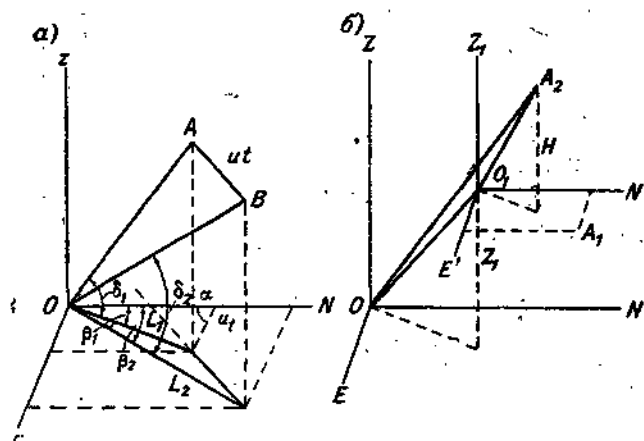


Рис. 237. Схема определения ветра на высотах по звукометрическим данным.

где

$$L_1 = z \operatorname{ctg} \delta_1, \quad \text{а} \quad L_2 = z \operatorname{ctg} \delta_2. \quad (46)$$

Из уравнений (45) и (46) можно определить скорость ветра. Высота взрыва гранат известна. Что касается направления ветра, то оно равно

$$\varphi = \alpha \pm 180^\circ. \quad (47)$$

Выражения (45) и (47) справедливы для того случая, когда температура и ветер в слое z постоянны. Если, как это имеет место в реальных условиях, температура воздуха с высотой изменяется, то необходимо учитывать зависимость углов δ_1 и δ_2 от степени рефракции. Кроме того, ветер также не является постоянным и может изменяться с высотой по величине и по

направлению. В этом случае скорость и направление ветра могут быть определены послойно по нескольким взрывам гранат, осуществляемым последовательно на разных высотах.

Рассмотрим взрыв двух гранат на высотах z_1 и z_2 . Заметим, что при вычитании смещения звуковых волн все погрешности должны компенсироваться, поскольку рефракция ниже высоты z_1 сказывается одинаковым образом на звуковых волнах, приходящих из точек z_1 и z_2 . Из-за наличия ветра в слое толщиной H точка не будет лежать на линии OA_2 , а смещение волны в какой-либо из точек на высоте z_2 будет прямо пропорционально времени распространения ее до начала координат. Если теперь через γ обозначить отношение времени распространения звуковой волны от точек O_1 и A_2 , то компоненты смещения волны, приходящей из точки O_1 , равны произведению γ на соответствующий компонент смещения волны из точки A_1 . Смещение звуковой волны под влиянием ветра равно вектору разности между смещением волны из A_2 и O_1 . Это расстояние, деленное на время t , характеризует среднюю скорость ветра в слое толщиной H . Учитывая (45), можно определить северный и восточный компоненты вектора ветра в слое H из выражений:

$$\begin{aligned} ut \sin \alpha' &= (L_2' \sin \beta_2' - L_1' \sin \beta_1') - \gamma (L_2 \sin \beta_2 - L_1 \sin \beta_1), \\ ut \cos \alpha' &= (L_2' \cos \beta_2' - L_1' \cos \beta_1') - \gamma (L_2 \cos \beta_2 - L_1 \cos \beta_1), \end{aligned} \quad (48)$$

где

$$\begin{aligned} L_2' &= z_2 \operatorname{ctg} \delta_2', & L_1' &= z_2 \operatorname{ctg} \delta_1', \\ L_2 &= z_1 \operatorname{ctg} \delta_2, & L_1 &= z_1 \operatorname{ctg} \delta_1. \end{aligned}$$

Азимут ветра в слое H равняется

$$\varphi_H = \alpha' \pm 180^\circ. \quad (49)$$

Для проведения ветровых измерений на ракете устанавливаются стальные сосуды, содержащие гранаты, которые выбрасываются в заданные моменты времени после взлета ракеты. Взрыватель обеспечивает взрыв гранат, когда они находятся на расстоянии 60—80 м от ракеты. Вспышки взрыва фотографируются с нескольких пунктов на поверхности земли, и триангуляцией можно определить их высоту. Звук взрыва улавливается системой микрофонов, устанавливаемых на земле в зоне старта ракеты. Зная момент, в который звук от взрыва доходит до каждого микрофона, можно подсчитать скорость и направление ветра. Суммарная погрешность этого метода измерений ветра в атмосфере достигает ± 5 — 7 м/сек на высотах 30—40 км и ± 10 м/сек на высотах 80—90 км. Погрешность измерения направления ветра достигает ± 15 , $\pm 20^\circ$.

4. Рассмотрим способ определения скорости и направления ветра по скорости распространения дымовых облаков. Для этого сосуды с дымообразующими веществами, устанавливаемые на

ракете, выбрасываются на заданных точках траектории полета. За перемещением дымовых облаков ведут базисные теодолитные или кинотеодолитные наблюдения. Зная изменение угловых координат движущегося облака, легко вычислить скорость и направление его перемещения. При этом допускается, что такое облако хорошо увлекается воздушными потоками и опускание его несущественно.

Указанный метод наблюдений может быть использован только в светлое время суток и при отсутствии облачности в тропосфере. Поэтому более удобным является выбрасывание из ракеты определенных порций металлизированных легких взвешенных частиц, обладающих относительно большой поверхностью и, следовательно, малой скоростью падения. За таким металлизированным «облаком» ведутся радиолокационные наблюдения, которые дают возможность определить высоту, скорость и направление его перемещения.

Заметим, наконец, что скорость и направление ветра на высотах можно вычислить по координатам сноса опускающегося шара, используемого для определения плотности воздуха на высотах.

§ 10. Исследование состава воздуха на высотах

Исследование состава воздуха на высотах можно производить различными методами. Вначале использовался метод подъема специальных баллонов для забора проб воздуха с анализом этих проб после возвращения баллонов.

Для забора проб воздуха на больших высотах могут быть использованы специальные металлические или стеклянные баллоны. Металлические баллоны удобны в тех случаях, если взятые пробы воздуха анализируются только на инертные газы, такие, как аргон, неон и гелий. Металлические баллоны обладают достаточной прочностью, что обеспечивает их сохранность при приземлении. Если же пробы воздуха должны анализироваться на содержание кислорода, азота и аргона, то металлические колбы не могут быть использованы, так как их трудно обезгаживать и на больших высотах пробы воздуха могут быть засорены газами, выделяющимися из материалов колб. В этих случаях, как показали исследования, лучше пользоваться стеклянными колбами, в которых можно получить высокий вакуум и нужное обезгаживание.

Для взятия проб воздуха служит специальный стеклянный баллон, сконструированный и применяющийся в приборных контейнерах геофизических ракет [9]. На рис. 238 приведена схема такого баллона. Первичная откачка баллона 3 до давлений 10^{-6} мм рт. ст. производится через отросток 5. Отростки 1 и 7 служат для впайки баллона в газоаналитическую установку при

анализе состава взятой пробы воздуха; 2 — электропечь крана. Баллон, из которого эвакуирован воздух, выдерживается в течение некоторого времени до полета с целью проверки стабильности вакуума в нем. Перед посылкой баллона в полет производится контрольная откачка, для этого служит отросток 4. В месте 6 производится отпайка отростков 4 и 5 после контрольной откачки.

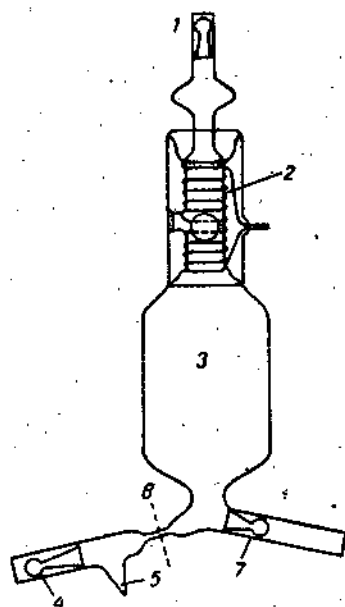


Рис. 238. Схема устройства стеклянного баллона для забора проб воздуха.

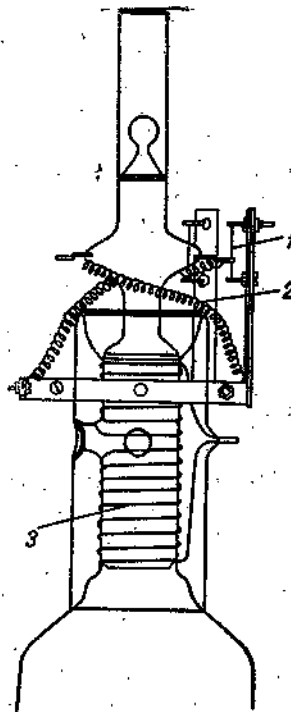


Рис. 239. Схема устройства затвора стеклянного баллона.

Обработка баллона с целью обезгаживания состоит в том, что промытый спиртом баллон тщательно откачивают до давления порядка 10^{-6} мм рт. ст. с одновременным прогревом стекла до $300-400^{\circ}$.

Затвор (рис. 239), который в определенный момент времени открывает баллон, а затем надежно герметизирует вход, представляет собой обычный вакуумный кран с проходным отверстием, имеющим сечение около 1 см^2 . Кран поворачивается двумя спиральными пружинами 2. На муфте крана смонтирована электрическая печь 3 в виде спирали из нихрома, изолированная от окружающего воздуха стеклянной рубашкой. Кран

снабжен стопорным устройством в виде короткой проволоочки 1, которая удерживает кран в нужном положении. Переплавляя проволоку электрическим током, можно освободить пробку крана для ее поворота.

Для смазки крана употребляется церезин¹, который в жидком состоянии обладает малым коэффициентом вязкости, а в твердом состоянии — большой механической прочностью. Перед пуском ракеты пробка в колбе прочно вставлена на холодном церезине, а пружины натянуты. На определенной высоте автоматически включается затвор и электрическая печь. Электрическая печь расплавляет церезин и освобождает пробку. Пружины затвора поворачивают пробку на четверть оборота и в этом положении задерживают стопорным устройством на 10 сек. За это время в колбу входит наружный воздух и происходит выравнивание давления в колбе с давлением воздуха в атмосфере. После этого стопор, задерживающий пробку, сжигается, и пробка, поворачиваясь дальше, закрывает входное отверстие крана, а остывший церезин герметизирует колбу.

Количество воздуха, забираемое на высотах, очень мало, особенно выше 50—80 км. Так, например, в литровом баллоне количество воздуха, взятое с высоты 18 км, в пересчете на нормальные условия составляет 50 см³, с высоты 30 км — 9 см³, с высоты 60 км — 0,2 см³, а с высоты 100 км — всего лишь около 2—3 мм³.

После возвращения колбы с пробой воздуха в целях исключения сорбции пробы на стенках колбы вся проба переводится в узкий капилляр с диаметром около 0,4 мм и сжимается в нем до нормального атмосферного давления. Исследования показали, что в подобном капилляре проба воздуха без искажений может сохраняться в течение 2—3 лет. Газовый анализ пробы осуществляется обычно через несколько дней после возвращения колбы.

Если количество воздуха, приведенное к нормальному давлению, не меньше 5—10 мм³, то чаще всего применяется физико-химический метод анализа. Сущность этого метода состоит в том, что путем химических реакций удаляют один из компонентов газа в пробе (скажем, кислород), а оставшиеся компоненты (азот, инертные газы) разделяют путем фракционной сорбции на охлажденном жидком воздухе или угле. О количестве составляющих воздуха судят по остаточному давлению в газоаналитической установке; которое измеряется с большой точностью до и после каждой операции. Точность газового анализа этим

¹ Церезин, или горный воск, — смесь твердых полимерных углеводородов парафинового ряда. В холодном состоянии он представляет собой твердое тело и плавится в зависимости от отгонки при температурах около 60—100°. Отогнанный в вакууме церезин почти не выделяет газов. Кроме того, он не вступает в заметную реакцию с основными компонентами атмосферного воздуха — O₂, N₂, Ar.

методом составляет десятые доли процента от измеряемой величины.

Для анализа очень малых количеств воздуха в пробе, составляющих доли кубического миллиметра, применяется метод спектрального анализа. Этот метод, разработанный С. Э. Фришем, позволяет определить составляющие в пробе с относительной погрешностью порядка 5—6%. Схема газоаналитической установки показана на рис. 240. Методика самого анализа состоит в том, что на фотопластинку снимается спектр пробы

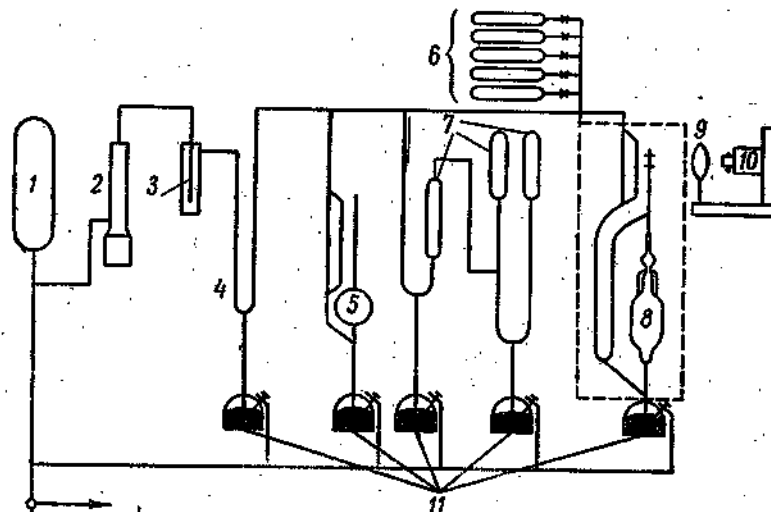


Рис. 240. Схема устройства газоаналитической установки.

1 — форвакуумный баллон, 2 — ртутный насос, 3 — ловушка с жидким азотом, 4 — манометр Мак-Леода, 5 — вилка с различными газами и эталонными смесями, 6 — газовый смеситель для приготовления смесей, 7 — баллоны с пробой, 8 — линза, 9 — спектрограф, 10 — подъемники ртути, соединенные с форвакуумом, 11 — ртутные затворы для пуска газа в установку.

воздуха, представляющей собой газовую смесь, а также спектры трех эталонных смесей, т. е. смесей, концентрация которых известна. Затем пластинка фотометрируется и по данным фотометрирования определяется смесь воздуха.

Как показали исследования [9], анализ малых количеств воздуха получается этим методом для O_2 и N_2 с точностью порядка 5—6%, а для аргона — 3%.

В последнее время для анализа газового состава атмосферы на больших высотах используется масс-спектрометрический метод. В этом методе используется принцип разделения с помощью электрического поля высокой частоты ионов по скоростям, характерным для молекул или атомов каждого газа. Масс-спектрометр поднимают на ракете, и в полете производится ана-

лиз состава воздуха, а результаты анализа передаются с помощью радиотелеметрической линии на наземный приемный пункт. Прибор устанавливается в носовой части ракеты и сообщается с внешней средой через специальные щели в верхней части конуса ракеты.

Главной частью прибора является масс-спектрометрическая трубка объемом около 0,5—1 л, которая представляет собой электровакуумную лампу с определенным числом плоско-параллельных сеток. Упрощенная схема такой трубки приведена на рис. 241. Трубка имеет три плоско-параллельных и равноотстоящих друг от друга сетки, на

которые подается отрицательный пилообразный потенциал V . Кроме того, на среднюю сетку подается переменное высокочастотное напряжение $U = U_0 \sin(\omega t \pm \theta)$. Амплитуда высокочастотного напряжения U_0 мала по сравнению с ускоряющим напряжением V . Скорость иона в системе сеток, зависящая от его массы и величины ускоряющего напряжения V , остается в первом приближении неизменной, хотя ион может здесь приобрести или потерять некоторое количество энергии. Максимум энергии получит лишь тот ион, который вылетает из трех-

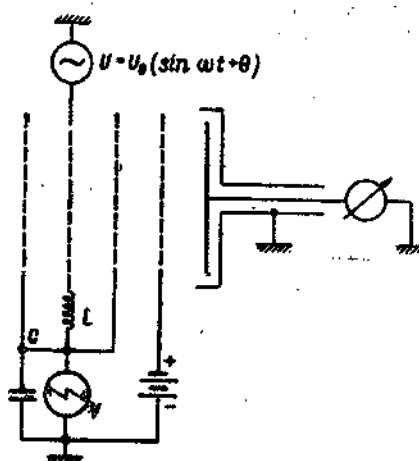


Рис. 241. Схема устройства масс-спектрометрической трубки.

сеточной системы при некоторой определенной фазе высокочастотного напряжения U и который проходит эту систему с оптимальной скоростью. Такая скорость сообщается при изменении ускоряющего напряжения по пилообразному закону: поочередно ионам всех масс в выбранном интервале массовых чисел.

Если на пути ионов поместить четвертую сетку и подать на нее определенной величины положительный потенциал, то можно задержать на пути к коллектору все ионы, кроме тех, которые получили максимум энергии из высокочастотного поля. Ионный ток коллектора после необходимого усиления подается на вход радиотелеметрической линии или записывается регистрирующим прибором. Запись представляет собой ряд пиков ионного тока. Каждый пик соответствует ионам определенной массы.

Скорость ионов зависит от их массы m и ускоряющего напряжения V . Зная значение оптимальной скорости для данной системы сеток и величину ускоряющего напряжения, можно опре-

делить массу ионов, которые попали на коллектор. Масса иона в атомных единицах связана с ускоряющим напряжением таким соотношением:

$$m = 0,266 \frac{V}{s^2 \nu^2},$$

где s — расстояние между сетками в см, ν — частота в мГц.

В радиочастотных масс-спектрометрах применяется не один трехсеточный анализатор ионов, а три и больше, разделенных дрейфовыми пространствами. Принципиальная схема такого прибора приведена на рис. 242. Электроны от катода K ускоряются сеткой I , пролетая пространство между сетками I и 2 ,

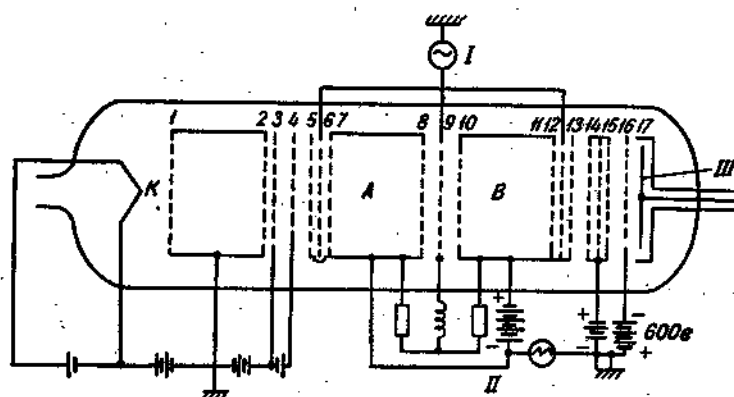


Рис. 242. Принципиальная схема масс-спектрометра.
I — генератор высокой частоты, II — генератор пилообразных колебаний,
III — коллектор.

ионизируют газ, находящийся в трубке. Образовавшиеся ионы ускоряются постоянным отрицательным потенциалом сеток 3 и 4 и пилообразным отрицательным потенциалом сеток $5-13$. A и B в схеме являются дрейфовыми пространствами для анализатора ионов и к ним приложен потенциал смещения. За анализатором расположена группа сеток $14-16$, на которые подается положительный тормозящий заряд. Наконец, сетка 17 с высоким отрицательным потенциалом служит для подавления вторичных электронов, которые могут быть выбиты из сеток трубки или из коллектора.

Интервал масс, которые могут быть проанализированы масс-спектрометром, определяется геометрическими размерами анализатора s , рабочей частотой ν и диапазоном ускоряющего напряжения V . Современные масс-спектрометры могут перекрывать диапазон $5-50$ атомных единиц массы, т. е. область, охва-

тывающую спектр масс компонентов воздуха атмосферы ($N-14$, $O-16$, N_2-28 , O_2-32 , $NO-30$, $Ar-40$, N_2O-44 и т. д.).

Масс-спектрометр поверяется для различных газов и их смесей при разных давлениях. После поверки прибор обезгаживается в печи методом индукционного нагрева и эвакуируется до давления порядка $10^{-4} - 10^{-6}$ мм рт. ст. Автоматическое вскрытие запаянного наконечника входного отверстия масс-спектрометрической трубки производится специальным приспособлением на высотах 70—80 км. Благодаря этому во время измерений

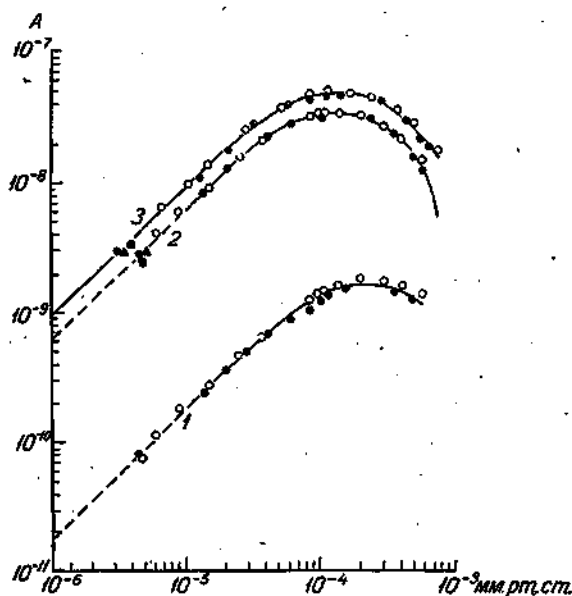


Рис. 243. Образец поверочного графика масс-спектрометра.

почти исключается влияние адсорбции и абсорбции газов стенками трубки.

На рис. 243 приведен образец поверочного графика масс-спектрометра с кривыми для Ar (1), N_2 (2) и приземного воздуха (3), характеризующими для этих газов зависимость ионного тока от величины давления. На рисунке видно, что кривые имеют максимум при давлении около $10^{-4} - 10^{-3}$ мм рт. ст., а при меньшем давлении происходит почти линейное уменьшение ионного тока. Величина максимума ионного тока A наступает для каждого газа при определенном давлении. В табл. 39 приведены значения этих давлений для случая, когда средняя длина свободного пробега молекул 14 см равна расстоянию между источником ионов и коллектором масс-спектрометрической труб-

ки. Прибор работает нормально, только в области линейного уменьшения ионного тока с уменьшением давления.

Так как масс-спектрометр должен регистрировать ионные токи очень малой величины, то предъявляются высокие требования к стабильности его радиотехнической схемы, без чего невозможно получение надежных измерений.

Таблица 39

Газ	Давление, мм рт. ст.
N ₂	$4,94 \cdot 10^{-4}$
O ₂	$5,77 \cdot 10^{-4}$
Ar	$5,80 \cdot 10^{-4}$
Ne	$7,78 \cdot 10^{-4}$
He	$9,20 \cdot 10^{-4}$

Область высот, для которых пригоден масс-спектрометр, определяется геометрическими размерами прибора, так как он не может работать, пока средняя длина свободного пробега молекул газа по порядку величины не будет равна или больше размеров радиочастотного анализатора, а также величиной концентрации ионов, попадающих в анализатор. Так как расстояние между ионизатором и коллектором обычно равно 10—14 см, то радиочастотным масс-спектрометром можно производить анализ состава воздуха лишь с высоты 90—100 км, где длина свободного пробега молекул равна этой величине. Верхний предел высоты определяется концентрацией ионов, обеспечивающей нормальную работу прибора, равной примерно 10^8 — 10^9 см⁻³.

На рис. 244 приведены результаты исследований зависимости силы ионного тока от высоты подъема ракеты для массовых чисел 14, 16, 28, 32 и 40. На рисунке видно, что при подъеме ракеты ионный ток, который соответствует массовым числам 40, 32 и 28, не уменьшается, а увеличивается. Это увеличение наблюдается до тех пор, пока средняя длина свободного пробега частиц газов внутри спектрометра не станет соизмеримой с размерами масс-спектрометрической трубки, чтобы исчезли помехи для проведения анализа. При дальнейшем уменьшении давления в связи с подъемом ракеты ионный ток, как видим, уменьшается.

При анализе показаний масс-спектрометра необходимо учитывать в зависимости от устройства прибора и ориентировки набегающего потока относительно плоскости входного отверстия возможность избытка в полости прибора тяжелых или, наоборот, легких молекул газов, входящих в состав атмосферного воздуха на высоте полета ракеты.

Главным источником искажений являются газы, выпускаемые в полете ракетой, однако сопоставление данных для подъема и спуска дает возможность установить наличие и величину искажений, так как кривые величины ионного тока должны быть

примерно симметричны относительно величины тока для вершины траектории полета ракеты. Погрешность измерений в среднем составляет 15—20%.

Радиочастотный масс-спектрометр можно использовать для определения ионной концентрации на высотах. В этом случае прибор не нуждается в ионизаторе.

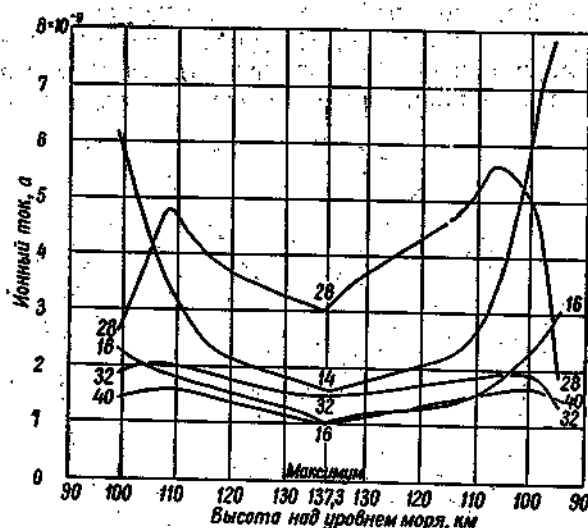


Рис. 244. Результаты исследований зависимости ионного тока от высоты подъема ракеты.

Существенным при анализе масс-спектрометрических измерений ионного состава атмосферы является учет влияния собственного электрического заряда ракеты, поле которого может исказить распределение ионов вблизи прибора по сравнению с распределением в атмосфере.

§ 11. Спектрографические измерения на ракетах

Для исследования степени прозрачности атмосферы и распределения интенсивности энергии в различных участках солнечного спектра применяются специальные ракетные спектрографы. Принципиальная схема одного из таких спектрографов представлена на рис. 245. На рисунке видно, что спектрограф имеет две щели, расположенные на противоположных сторонах ракеты, образующих два независимых друг от друга оптических пути. Световой луч, попадая в одну из щелей, отражается зеркалом на дифракционную решетку, а от последней в диспергированном виде попадает на киноплёнку.

Дисперсионная система спектрографа представляет собой вогнутую дифракционную решетку с радиусом кривизны порядка 50 см; количество штрихов, приходящееся на единицу длины, составляет 6000 и более. Дисперсия достигает $34 \text{ \AA}$ на 1 мм фотопленки.

Спектрограф снабжен следящей за солнцем системой, благодаря которой по меньшей мере в одну из щелей всегда попадает достаточное освещение. Следящая система представляет собой зеркало, вращающееся вокруг вала, ось которого проходит через плоскость зеркала. Далее, ось этого вала так располагается

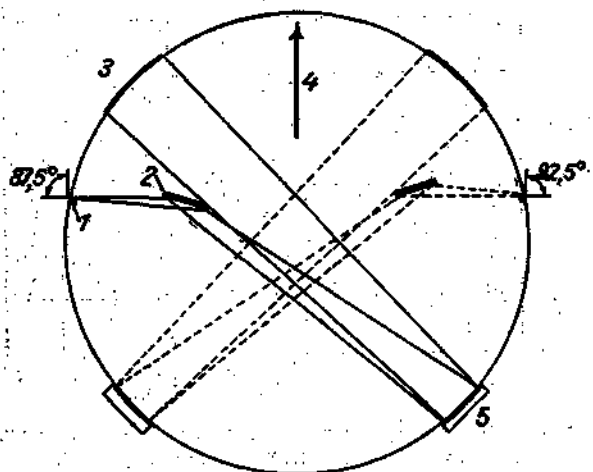


Рис. 245. Принципиальная схема спектрографа.

1 — щель, 2 — зеркало, 3 — пленка, 4 — ось ракеты, 5 — решетка.

относительно оси ракеты, что солнечный луч отражается зеркалом на щель. Зеркало приводится в движение специальным мотором и управляется двумя фотоэлементами, расположенными рядом со щелью. Управление происходит следующим образом. Если щель освещена полностью, то на фотоэлементы падает одинаковое количество света. Если же щель освещена не полностью, то на фотоэлементы падает различное количество света, и включается мотор, поворачивающий вал с зеркалом до тех пор, пока изображение солнца вновь не попадет на щель и она окажется полностью освещенной.

Наличие следящей системы той или иной конструкции совершенно необходимо в спектрографе, так как во время полета ракета испытывает вращения и рыскает, благодаря чему непрерывно происходит изменение ее положения (а следовательно, и входных щелей) относительно солнца.

Современные ракетные спектрографы дают возможность проводить фотографирование солнечного спектра в области длин волн не менее $2100\text{--}2000\text{ \AA}$. На рис. 246 приведена фотография изменения ширины солнечного спектра, полученная во время одного из полетов. Как видим, с увеличением высоты полета ракеты происходит уменьшение ослабления солнечного спектра; он становится видимым и в области волн длиной от 3200 до $2400\text{ \AA}$.

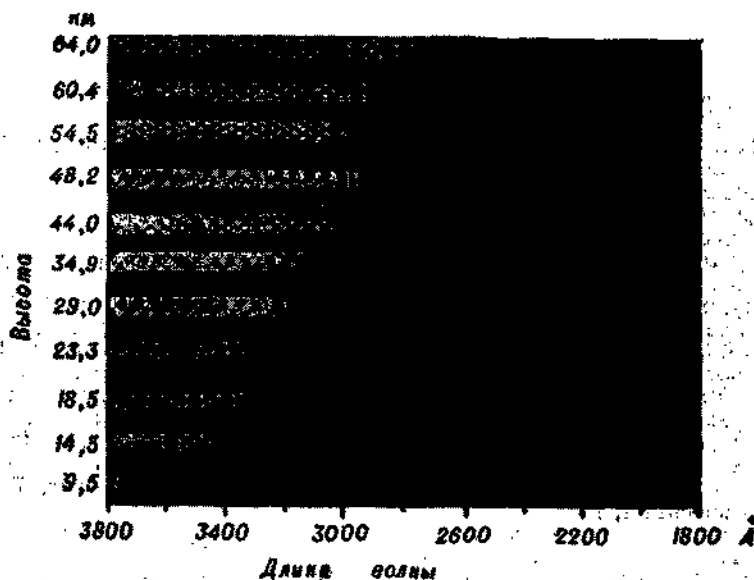


Рис. 246. Фотография солнечного спектра во время одного из ракетных подъемов.

При ракетных исследованиях применяется также и другой тип прибора, называемый бусинковым спектрометром. В этом приборе вместо щели используется бусинка из фтористого лития, которая, являясь, по существу, короткофокусной линзой, дает солнечное изображение.

Благодаря малому фокусному расстоянию бусинки положение солнечного изображения почти не изменяется, когда ракета в полете испытывает вращения и рыскает, т. е. при случайных и резких изменениях направлений солнечных лучей.

Спектрометр снабжен двумя бусинками, расположенными на противоположных сторонах ракеты. Спектры от этих бусинок фотографируются на пленку. Разрешающая способность такого прибора очень высокая — она достигает $1\text{ \AA}$ на 1 мм фотопленки.

ОСНОВНАЯ ЛИТЕРАТУРА

1. Кедров Иванский В. Н. и Стернзат М. С. Метеорологические приборы. Гидрометеонадат, Л., 1953.
2. Молчанов П. А. Методы исследования свободной атмосферы. Военморнадат, М.—Л., 1941.
3. Труды аэрологической обсерватории в Павловске (Слуцке).
4. Труды Центральной аэрологической обсерватории.
5. Труды Главной геофизической обсерватории.
6. Труды Научно-исследовательского института гидрометеорологического приборостроения.
7. Труды конференции по изучению стратосферы. Изд. АН СССР, 1935.
8. Наставления гидрометеорологическим станциям и постам: вып. 4, ч. I — Шаропилотные наблюдения с одного пункта, Гидрометеонадат, 1953; вып. 4, ч. II — Базисные шаропилотные наблюдения, Гидрометеонадат, 1945; вып. 4, ч. III — Вертикальное зондирование атмосферы с помощью радиозондов, Гидрометеонадат, 1954; вып. 4, ч. IV — Самолетное зондирование атмосферы, Гидрометеонадат, 1958; вып. 4, ч. V — Инструментальные наблюдения за высотой нижней границы облаков, Гидрометеонадат, 1959; вып. 4, ч. VI — Радиоветровые наблюдения, Гидрометеонадат, 1960.
9. Наставление по обеспечению водородом гидрометеорологических станций. Гидрометеонадат, 1957.
10. Наставление по проверке аэрологических приборов. Гидрометеонадат, 1960.
11. Compendium of Meteorology, Boston, 1951.
12. Kleinschmidt E. Handbuch der meteorologischen Instrumente, VII. Aeorologische Messmethoden, Berlin, 1935.
13. Middleton W. E. K., Spilhaus A. F. Meteorological instruments. Toronto, 1957.

ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ ЛИТЕРАТУРА

К Введению

1. Райгероэ С. С. Первый научный полет. Метеорология и гидрология, № 5, 1949.
2. Голышев Г. И. Успехи советской аэрологии. Метеорология и гидрология, № 11, 1957.
3. Захаров, акад. Репорт в Императорскую Академию наук о последствии воздушного путешествия, совершившегося июня 30 дня 1804 года. Технологический журнал, т. IV, ч. 2, стр. 132—153, СПб., 1807.
4. Константиновская обсерватория (Павловск). Исследования атмосферы, вып. 2, СПб., 1907.
5. Менделеев Д. И. О температуре верхних слоев земной атмосферы. Журнал Русского химического и физического общества, т. 7, вып. 8, ч. физич., отд. 1, 1875.

6. Менделеев Д. И. Воздушный полет из Клина во время затмения. Северный вестник, № 11 и 12, 1887.
7. Михневич В. В. и Хвостиков И. А. Изучение высоких слоев атмосферы. Изв. Акад. наук СССР, сер. геофизическая, № 11, 1957.
8. Поморцев М. М. Научные результаты 40 воздушных путешествий, сделанных в России. Инженерный журнал, № 5, 1891.
9. Поморцев М. М. Исследование атмосферы при помощи воздушных шаров. Воздухоплавание и исследование атмосферы, вып. 3, 1897.
10. Пути развития советской аэрологии. Труды ЦАО, вып. 5, 1949.
11. Решетов В. Д. Развитие методов и приборов для аэрологических наблюдений в ЦАО. Труды ЦАО, вып. 26, 1959.
12. Родных А. А. Шары-пилоты. Климат и погода, № 5, 1934.
13. Рыкачев М. М. Обзор отечественной литературы по распределению скорости и направления ветра в разных слоях атмосферы. Естественные производ. силы России, т. I, ч. I, 1919.
14. Савинов С. И. Очерк деятельности магнитно-метеорологической обсерватории в Слуцке (Павловске) за 50 лет (1878—1927). Изд. ГГО, 1927.
15. Селезнева Е. С. Роль главной геофизической обсерватории в развитии аэрологии в СССР. Метеорология и гидрология, № 5, 1949.
16. Селезнева Е. С. и Тудоровская Е. А. П. А. Молчанов — выдающийся советский аэролог. Гидрометеиздат, Л., 1958.
17. Тихомиров Е. И. Из истории изучения атмосферы. Климат и погода, № 3—4, 1932.
18. Хргиан А. Х. Очерки развития метеорологии. Гидрометеиздат, Л., 1959.
19. Assman R. und Berson B. Wissenschaftliche Luftfahrten. Bd. 1, Braunschweig, 1900.
20. I. Van Miegheem. The conquest of the third dimension. Bulletin W. M. O. vol. VII, No 1, 1958.

К главе I

1. Воронцов П. А. Вертикальная скорость шаров-пилотов по наблюдениям в Западной Грузии. Метеорология и гидрология, № 7, 1938.
2. Ершов А. Прибор для обработки шаропилотных наблюдений. Метеорология и гидрология, № 12, 1939.
3. Жуковский Н. Е. Теория пилотов. Бюллетень Московского института космической физики, вып. I, 1923.
4. Заварина М. В. О точности измерения ветра методом шаропилотных наблюдений с одного пункта. Труды ГГО, вып. 9, 1948.
5. Зайчиков П. Ф. Точность тригонометрического определения высоты шара-пилота. Труды НИУ ГУГМС, сер. I, вып. 19, 1946.
6. Михель В. М. Вопросы методики шаропилотных наблюдений, их обработка и практическое применение. Гидрометеиздат, Л., 1959.
7. Михель В. М. Обработка шаропилотных наблюдений с повышенной точностью. Метеорология и гидрология, № 10, 1940.
8. Михель В. М. Аналитический метод обработки шаропилотных наблюдений. Труды НИУ ГУГМС, сер. I, вып. 19, 1946.
9. Михель В. М. Об ошибках базисных шаропилотных наблюдений. Труды НИУ ГУГМС, сер. I, вып. 19, 1946.
10. Молчанов П. А. и Троицкий С. И. Исследование коэффициента сопротивления атмосферного и искусственного завихренного воздуха. Труды Аэрологической обсерватории в Павловске, т. I, 1920 (изд. 1922).
11. Парский Н. Д. Ошибки в скорости и направлении ветра, получаемые вследствие отклонения в вертикальных скоростях шаров-пилотов при наблюдении с одного пункта. Журнал геофизики, вып. V, 1935.
12. Пинус Н. З. Исследование аэродинамических характеристик свободной атмосферы. Метеорология и гидрология, № 4, 1938.

13. Смирнов Н. Г. Методика базисных наблюдений над шарами-пилотами теодолитами повышенной точности. Труды ГГО, вып. 7, 1936.
14. Соколов С. И. Инструкция по добыванию водорода на аэрологических станциях взаимодействием алюминия с водой в присутствии щелочи. Изд-во «Морской транспорт», 1958.
15. Танатар И. Я. Аэрология. Метод шаров-пилотов, наблюдаемых с одного пункта. Воениздат, 1948.
16. Hesselberg Th. und Birkeland B. Über die Steiggeschwindigkeit der Pilotballone. Ann. d. Hydr. u. Mar. Met., XXXV, 1917.

К главе II

1. Бергун А. Т. Термическая инерция пластинчатого термометра в ламинарном воздушном потоке. Труды ЦАО, вып. 3, 1948.
2. Варженевский Н. С. Пленочные датчики влажности. Труды НИИГМП, вып. 5, 1957.
3. Гольцман М. И. Основы методики аэрофизических измерений. ГТТИ, 1950.
4. Гутерман И. Г. Исследование зондового метеорографа конструкции Мануйлова. Труды ЦАО, вып. 12, 1953.
5. Калининский А. Б. Сравнительные зондовые наблюдения при помощи метеорографов Молчанова и Бош-Хергезелля. Метеорология и гидрология, № 1—2, 1935.
6. Качурин Л. Г. Руководство к лабораторным работам по метеорологии. Гидрометеиздат, Л., 1955.
7. Молчанов П. А. О точности зондирования атмосферы методом радиозонда. Метеорология и гидрология, № 2, 1936.
8. Ноздровский С. Н. Термобарокамера. Труды ЦАГИ, вып. 119, 1932.
9. Попов М. М. Термометрия и калориметрия. Изд. МГУ, М., 1954.
10. Попов С. Г. Измерение воздушных потоков. Гостехиздат, М., 1947.
11. Решетов В. Д. Об инерции и чувствительности волосного гигрометра при низких температурах. Труды ЦАО, вып. 11, 1953.
12. Решетов В. Д. О радиационном перегреве гребенчатого радиозонда и его влиянии на результаты зондирования атмосферы. Труды ЦАО, вып. 24, 1953.
13. Селезнева Е. С. О точности измерения влажности самолетным метеорографом. Метеорология и гидрология, № 1, 1950.
14. Соколов С. И. Точность температурного зондирования атмосферы. Труды НИУ ГУГМС, сер. I, вып. 19, 1946.
15. Тихменев С. С. Элементы точных приборов. Оборонгиз, М., 1956.
16. Третьяков В. Д. К вопросу о методах измерения температуры воздуха в свободной атмосфере. Труды Всесоюзной конференции по изучению стратосферы, 1935.
17. Усольцев В. А. Краткий обзор и оценка методов измерения влажности воздуха. Труды НИИГМП, вып. 4, 1957.
18. Шмелер С. М. Случайные ошибки измерения температуры и давления воздуха в свободной атмосфере с помощью гребенчатых радиозондов. Труды ЦАО, вып. 13, 1954.
19. Шмелер С. М. Инерционные ошибки в измерении температуры воздуха с помощью радиозондов. Труды ЦАО, вып. 13, 1954.
20. Baddley F. Response of radiosonde thermistors. Rev. Scient. Instrum., No 12, 1957.
21. Keil K. Über Meteorographen für aerologische Zwecke. Internationale Aerologische Kommission, Berlin, 1938.
22. Misselwitz W. Experimentelle Bestimmung des Trägheitskoeffizienten von gewaltzen Hygrometerhaaren. Zschr. für Meteor., Bd. 8, H. 7, 1954.
23. Scrase F. J. Radiation and lag errors of the Meteorological Office radiosonde and the diurnal variation of upper air temperature. Quart. J. R. Met. Soc., vol. 80, 1954.

К главе III

1. Архангельский В. Н., Рейтлингер С. А. Автоматические стратостаты для исследования атмосферы. Метеорология и гидрология, № 11, 1956.
2. Девятова В. А. Микроаэрологические исследования нижнего километрового слоя атмосферы. Гидрометеониздат, Л., 1957.
3. Когут И. Л. Газовое дело в дирижаблестроении. Аэрофлотиздат, М., 1933.
4. Коноплев Н. П. Об исследованиях атмосферы, произведенных ЦАО в 1940—1941 гг. при помощи полетов свободных аэростатов. Труды ЦАО, вып. 1, 1947.
5. Молчанов П. А. и Вернов С. Н. Полеты двух автоматических стратостатов для изучения космических лучей. Метеорология и гидрология, № 1—2, 1935.
6. Соколов П. Т. К вопросу о подъеме свободных шаров с уменьшающимся весом. Труды Московской аэрологической обсерватории, вып. 2, 1926.
7. Халепский В. Н. Механика привязного воздухоплавания. Воениздат, М., 1945.
8. Anderson A. and Mastenbrook H. A new upper air data system — the transosonde. Bul. of Amer. Met. Soc., No 7, 1956.
9. Barford N. C., Davis, G. and al. High-altitude free balloon flying. J. Atmosph. and Terrest. Physics, vol. 5, 219, 1954.
10. Moore C. B., Smith I. R. and Gaalswyk A. On the use of Constant-level balloons... J. of Meteor., No 3, 1954.
11. Nelburger M. and Angell J. Meteorological applications of Constant-pressure balloon trajectories. J. of Meteor., No 2, 1956.
12. Rink J. Der plastische Ballon, ein neues Hilfsmittel zur Untersuchung der oberen Atmosphäre. Zschr. f. Met. Bd 11, H. 12, 1957.

К главе IV

1. Бритаев А. С. Измерение температуры в облаках с самолета. Метеорология и гидрология, 6, 1954.
2. Воробьев А. Г. Механика полета воздушных судов. Аэрофлотиздат, М., 1934.
3. Жуковский В. С. Измерение температуры газового потока при весьма больших скоростях. Журнал техн. физики, вып. 21, 23, 1938.
4. Зайцев В. А., Ледохович А. А. О влиянии дождевых и облачных капель на измерение температуры воздуха самолетом. Метеорология и гидрология, № 6, 1956.
5. Кастров В. Г. О суточном ходе температуры в нижней части тропосферы. Труды ЦАО, вып. 23, 1957.
6. Ледохович А. А., Зайцев В. А. Самолетный дифференциальный электрический термометр. Труды ВГМФ, вып. 11, 1955.
7. Пахомов Л. А., Шмелер С. М., Шур Г. Н. Усовершенствованный электрометеорограф ЭМ ЦАО. Труды ЦАО, вып. 31, 1959.
8. Пахомов Л. А. Влияние инерции датчиков температуры аэрологических приборов на результаты исследования инверсионных слоев. Труды ЦАО, вып. 31, 1959.
9. Пинус Н. З. Об измерении температуры воздуха в облаках на самолете. Труды ЦАО, вып. 12, 1953.
10. Срезневский Н. Б. К методике аэрологических самолетных зондирований. Метеорология и гидрология, № 2, 1938.
11. Честная И. И. Измерение температуры и влажности воздуха при переходе из кучевого облака в окружающую его атмосферу. Труды ГГО, вып. 24, 1950.
12. Шмелер С. М., Шур Г. Н. Электрометеорограф для самолетных исследований. Труды ЦАО, вып. 22, 1957.

К главе V

1. Виткевич В. И. О работах по изучению стратосферы в Москве. Труды Всесоюзной конференции по изучению стратосферы. Изд. АН СССР, 1935.
2. Зайчиков П. Ф. Метод тройного контроля и его применение для исследования точности радиозондов. Труды ЦАО, вып. 16, 1956.
3. Зайчиков П. Ф. Предварительные результаты обработки материалов наблюдений 2-го международного сравнения радиозондов. Труды ЦАО, вып. 22, 1957.
4. Калиновский А. Б. Аэрологическая характеристика свободной атмосферы над Москвой по зондовым подъемам 1930—1936 гг. Труды НИУ ГУГМС, сер. II, вып. 24, 1947.
5. Костарев В. В. Радиозонд без передатчика. Метеорология и гидрология, № 3, 1946.
6. Лебедев Б. М. Развитие радиозондирования в США. Метеорология и гидрология, № 7—8, 1939.
7. Летина Е. П. Метод повышения высоты радиозондов. Метеорология и гидрология, № 8, 1956.
8. Марфенко О. В. Случайные ошибки радиозонда РЗ-049. Труды ЦАО, вып. 22, 1957.
9. Молчанов П. А. Радиозонд с передачей сигналов влажности. Вестн. ЕГМС, № 3, 1935.
10. Непомнящий С. И. Самолетный сбрасываемый радиозонд. Труды НИИГМП, вып. 5, 1957.
11. Побняхо В. А. Зондирование атмосферы радиозондом А-22-III. Метеорология и гидрология, № 8, 1959.
12. Соколов С. И. О возможных ошибках определения температуры методом гребенчатого радиозонда. Труды НИУ ГУГМС, сер. I, вып. 19, 1946.
13. Усольцев В. А., Мануйлов К. Н. Основные особенности радиозонда А-22-III. Труды НИИГМП, вып. 5, 1957.
14. Хахалин В. С. Современные радиозонды. Госэнергоиздат, М., 1959.
15. Хахалин В. С. Радиотехника в аэрологии. Гидрометеониздат, Л., 1957.
16. Beelitz P. Radiosonden. Berlin, 1954.
17. Dirks W. Eine neue Radiosonde. Die Technik, Messeheft 3, 1956.
18. Dirks W. Über die Technologie aerologischer Ballone. Zschr. f. Met. Bd. II, H. 8, 1957.
19. Tamilla M. A variable-radio-frequency radiosonde system with graphical transfer of the recording to the aerological diagram. Mitt. Met. Zentralanst., Helsinki, No 39, 1956.

К главе VI

1. Аренберг А. Г. Распространение дециметровых и сантиметровых волн. Изд. «Советское радио», М., 1957.
2. Беляков М. В. Обнаружение дождей и определение интенсивности их с помощью радиолокаторов. Изд. «Советское радио», М., 1949.
3. Бренев Н. В. Основы радиолокации. Ч. I, изд. Военно-морской академии им. А. Н. Крылова. Л., 1947.
4. Водопьянов Ф. А. Радиолокация. Госпланиздат, М., 1946.
5. Горелик А. Г., Костарев В. В., Черников А. А. Радиолокационное измерение турбулентных движений в облаках. Метеорология и гидрология, № 5, 1958.
6. Горелик А. Г., Костарев В. В. Модуляционный метод повышения чувствительности приемника радиолокационной станции аэрологического применения. Труды ЦАО, вып. 20, 1958.
7. Дробов С. А. Ультракоротковолновые импульсные генераторы. Связьиздат, М., 1946.

8. Ефимов П. Л., Хачатрян А. М. Точность определения направления и скорости ветра на высотах радиотеодолитом «Малахит». Труды ЦАО, вып. 31, 1959.
9. Калинин В. Н. Генерирование дециметровых и сантиметровых волн. Связьиздат, М., 1948.
10. Костарев В. В. Опыт радиолокационного зондирования тропосферы. Труды ЦАО, вып. 20, 1958.
11. Котов Н. Ф., Николаев П. Н. Метод радиолокационных наблюдений ливней и гроз. Труды ЦАО, вып. 20, 1958.
12. Максимальная дальность обнаружения радиолокационной станции. Под ред. Н. Ф. Высоцкого. Изд. «Советское радио», М., 1947.
13. Мучник В. М. Определение грозового и ливневого положения радиолокатором штормоповещения. Труды ЦАО, вып. 20, 1958.
14. Папалекси Н. Д. Современное радио и наука. Успехи физических наук, т. XXXI, вып. 3, 1947.
15. Петренко Н. В. Определение ветра с помощью самолета, имеющего радиоальтиметр. Гидрометеиздат, М., 1949.
16. Плотвинова В. А. Определение ветра радиопеленгованием. Климат и погода, № 6, 1936.
17. Решетов В. Д. Исследование изменчивости и суточного хода ветра в атмосфере. Труды ЦАО, вып. 21, 1958.
18. Розенберг Г. Наблюдения облаков и дождя с помощью радиолокаторов. Успехи физических наук, т. XXXIX, вып. 2, 1949.
19. Сальман Е. М. Некоторые вопросы улучшения службы радиолокационного штормоповещения. Труды ЦАО, вып. 20, 1958.
20. Степаненко В. Д. Эффективность обнаружения зон осадков с помощью различных радиолокационных станций. Акад. им. Можайского, 1957.
21. Степаненко В. Д. Улучшение эффективности обнаружения метеорологических целей радиолокатором «Кобальт». Труды ЦАО, вып. 20, 1958.
22. Теория и техника радиолокации. Под ред. Н. Н. Шамшура. Воениздат, М., 1947.
23. Фостер Х. и др. Наземные американские и английские радиолокационные станции. Воениздат, М., 1947.
24. Шнейдер Э. Радиолокация. Изд. «Советское радио», М., 1947.
25. Шупяцкий А. Б. Измерение скорости и формы капель воды и дождя. Труды ЦАО, вып. 22, 1957.
26. Шупяцкий А. Б. Радиолокационное исследование осадков по методу эталонной цели. Труды ЦАО, вып. 22, 1957.
27. Шукин А. Н. Физические основы распространения радиоволн в ионосфере. Связьиздат, М., 1949.
28. Austin P. M. Measurement of approximate raindrop size by microwave Attenuation. Journal of Meteor., vol. 4, No 4, 1947.
29. Jones R. F. Use of ground-based radar in meteorology. W. M. O. Technical Note, No 27, 1959.
30. Kirkman R. A. and Lebedda J. M. Meteorological radio direction finding for measurement of upper winds. Journal of Meteor., vol. 5, No 1, 1948.
31. Marshall J. S., Langille R. C. and Palmer W. M. Measurement of rainfall by radar. Journal of Meteor., vol. 4, No 6, 1947.
32. Spilhaus A. F. Drop size, intensity, and echo of rain. Journal of Meteor., vol. 5, No 4, 1948.
33. Wexler R. Radar photographs of a frontal wave. Journal of Meteor., vol. 4, No 2, 1947.
34. Wexler R. Rain intensities by radar. Journal of Meteor., vol. 5, No 4, 1948.

К главе VII

1. Боровиков А. М. Некоторые результаты изучения облачных элементов. Труды ЦАО, вып. 3, 1948.
2. Бурмистров Ф. Л. Точная фотография. Оборонгиз, М., 1939.
3. Руководство по определению высоты облаков потолочным прожектором ПИ-45-1. Гидрометеиздат, Л., 1948.
4. Зайцев В. А. Распределение ядер конденсации по высоте в дни с кучевой облачностью. Труды ГГО, вып. 7, 1948.
5. Зайцев В. А. Новый метод определения водности облаков и туманов. Труды ГГО, вып. 13, 1948.
6. Зайцев В. А. Методика микрофотографирования капель тумана и облаков. Труды ГГО, вып. 9, 1948.
7. Зак Е. Г., Марфенко О. В. Структура нижней кромки облачного покрова. Труды ЦАО, вып. 7, 1952.
8. Котов Н. Ф. Прибор для определения границ облаков и туманов. Труды НИУ ГУМС, сер. I, вып. 19, 1946.
9. Мазин И. П. Физические основы обледенения самолетов. Гидрометеиздат, М., 1957.
10. Сафонов А. Т. и Кровяков В. Б. Фотооборудование самолетов. Воениздат, М., 1949.
11. Тараян Г. И. К вопросу об определении размеров капель тумана. Труды ЛИЭМ, вып. 1, 1937.
12. Фукс Н. А. Определение капель в водяных туманах. Журнал экспериментальной и теоретической физики, т. 7, вып. 4, 1947.
13. Честная И. И. Микроструктура кучевых облаков. Труды ГГО, вып. 7, 1948.
14. Хргиан А. Х., Мазин И. П. Расчет ошибок самолетного заборника капель. Труды ЦАО, вып. 12, 1953.

К главе VIII

1. Ведров В. С. Динамическая устойчивость самолета. Оборонгиз, М., 1938.
2. Воронцов П. А., Дубов А. С. Методика исследования структуры воздушного потока с самолета. Труды ГГО, вып. 51 (113), 1955.
3. Дубов А. С. Определение скорости вертикальных порывов ветра при самолетных зондированиях с помощью акселерографа. Труды ГГО, вып. 16, 1949.
4. Дубов А. С. и Генкин А. Л. Определение вертикальных порывов ветра по записям акселерографа на управляемом самолете. Труды ГГО, вып. 98, 1960.
5. Доброхотов Ю. С. Наблюдения с самолета за местными возмущениями. Природа, № 4, 1948.
6. Иноземцев А. Н. Планер, его полет и эксплуатация, Госвоениздат, 1934.
7. Зайчиков П. Ф. К вопросу об измерении вертикальных движений воздуха в свободной атмосфере с помощью гребенчатого радиозонда. Труды ЦАО, вып. 10, 1953.
8. Зайчиков П. Ф. Точность измерения вертикальных скоростей в свободной атмосфере с помощью гребенчатого радиозонда и некоторые вопросы методики измерений. Труды ЦАО, вып. 22, 1957.
9. Кобринский Н. Е. Методы и приборы для измерения ускорений. Академиздат, 1942.
10. Львов Г. М. Теоретические исследования движения свободного тела в неустановившемся потоке. Труды ЦАО, вып. 22, 1957.
11. Михайлов Л. Н. К теории механических вибрографов для полетных исследований. Техн. зам. ЦАГИ, № 148, 1937.
12. Молчанов П. А. Результаты аэрологического обследования озера Плесеево. Труды ГГО, вып. 7, 1936.

13. Ноздровский С. А. Общая теория и методика расчета измерительных приборов. Оборонгиз, М., 1939.
14. Остославский И. В., Калачев Г. С. Продольная устойчивость и управляемость самолета. Оборонгиз, М., 1951.
15. Пинус Н. З. Об экспериментальном исследовании вертикальных движений воздуха в свободной атмосфере. Труды ЦАО, вып. 5, 1949.
16. Пинус Н. З. К вопросу об экспериментальном исследовании порывистости воздушных потоков в свободной атмосфере. Метеорология и гидрология, № 4, 1946.
17. Пинус Н. З. Современное состояние вопроса о турбулентности свободной атмосферы, вызывающей болтанку самолетов. Труды ЦАО, вып. 34, 1960.
18. Приборы и аппаратура для летных испытаний. Под ред. В. А. Шмелева. Труды ЦАГИ, 1940.
19. Скацкий В. Н. Электромеханический акселерограф с пьезокварцевым датчиком. Изв. АН СССР, сер. геофиз., 5, 1956.
20. Троицкий С. И. К вопросу о структуре воздушной волны. Метеорологический вестник, 1923.
21. Ханевская И. В. К вопросу об изучении вертикальных движений в свободной атмосфере при помощи радиозондов. Труды ЦАО, вып. 3, 1948.
22. Хачатрян С. П. Определение вертикальных движений атмосферы по записям акселерографа, установленного на скоростных самолетах. Труды ЦАО, вып. 31, 1959.
23. Шмелер С. М. Движение шара-зонда в ускоренном воздушном потоке. Труды ЦАО, вып. 22, 1957.
24. Шур Г. Н. Определение вертикальных скоростей турбулентных порывов ветра при самолетных исследованиях. Труды ЦАО, вып. 22, 1957.
25. Шур Г. Н. Приборы для исследования спектра атмосферной турбулентности методом гармонического анализа с использованием магнитной памяти. Труды ЦАО, вып. 31, 1959.
26. Шур Г. Н. Электронный счетчик перегрузок. Труды ЦАО, вып. 31, 1959.
27. Юдин М. И. Вопросы теории турбулентности и структуры ветра с приложением к задаче о колебаниях самолета. Труды НИУ ГУГМС, сер. I, вып. 35, 1946.

К главе IX

1. Алексеев П. П., Бесядовский Е. А., Голышев Г. И., Изиков М. Н., Касаткин А. М., Кокин Г. А., Лифшиц Н. С., Масанова Н. Д., Швидковский Е. Г. Ракетные исследования атмосферы. Метеорология и гидрология, № 8, 1957.
2. Бойд Р. Л., Ситон М. Дж. Ракетные исследования верхней атмосферы. ИЛ, М., 1957.
3. Данилин Б. С., Михневич В. В., Репнев А. И., Швидковский Е. Г. Задача измерения давления и плотности высоких слоев атмосферы с помощью искусственного спутника Земли. Успехи физ. наук, т. LXIII, вып. I, 1957.
4. Дэшман. Научные основы вакуумной техники. ИЛ, М., 1950.
5. Зейферт Г. С. и др. Физика ракеты. Успехи физических наук, т. XXXIV, вып. 3—4, 1948.
6. Иванов И. И. Электровакуумная технология. Госэнергоиздат. М., 1944.
7. Иоффе А. Ф. Техника физического эксперимента. Гостехиздат, М., 1929.
8. Королев Б. И. Основы вакуумной техники. Госэнергоиздат, 1957.
9. Миртов Б. А. Ракетные исследования состава атмосферы на больших высотах. Успехи физ. наук, т. LXIII, вып. 16, сентябрь, 1957.
10. Михневич В. В. Измерение давления в верхней атмосфере. Успехи физ. наук, т. LXIII, вып. 16, сентябрь, 1957.

11. Михневич В. В. и Хвостиков И. А. Изучение высоких слоев атмосферы. Изв. АН СССР, сер. геофиз., 11, 1957.
12. Мачинский М. В. и Штерн А. Н. Научные проблемы реактивного движения. Труды Всесоюзной конференции по изучению стратосферы, 1935.
13. Розенберг Г. Измерения давления и температуры в высоких слоях атмосферы. Успехи физических наук, т. XXXIV, вып. 3, 1948.
14. Рынин Н. А. Методы освоения стратосферы. Труды Всесоюзной конференции по изучению стратосферы, 1935.
15. Стронг Д. Техника физического эксперимента. Лениздат, 1948.
16. Тихонравов М. К. Применение ракетных летательных аппаратов для исследования стратосферы. Труды Всесоюзной конференции по изучению стратосферы, 1935.
17. Федосьев В. И., Сиярев Р. Б. Введение в ракетную технику. Оборонгиз, М., 1956.
18. Цандер Ф. А. Проблема полета при помощи ракетных аппаратов. Оборонгиз, М., 1947.
19. Цюлковский К. Э. Труды по ракетной технике. Оборонгиз, М., 1947.
20. Kasatkin A. M. The USSR meteorological rockets. Annals of the International Geophysical Year, vol. VI, 1958.
21. Newell H. E. High altitude rocket research. New Iour, 1953.
22. I. G. Y. Rocket report Ser., No 1, National Academy of sciences, USA, 1958.
23. Швидковский Е. Г. Ракетные метеорологические измерения. Труды ЦАО, вып. 29, 1960.
24. Тзян Ш. Х. Ш. Газовая динамика (сб. статей). ИЛ, М., 1950.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Предисловие	3
Введение	5
§ 1. Предмет и задачи аэрологических измерений	5
§ 2. Методы аэрологических измерений	6
§ 3. Основные этапы развития аэрологических измерений	7
1. Возникновение аэрологических измерений (7). 2. Применение летательных аппаратов с самопишущими приборами (10). 3. Введение в практику аэрологических измерений радиозондов и развитие аэрологии с 1940-х гг. (13)	
Глава I. Измерение ветра с помощью шаров-пилотов	20
А. Шаропилотные наблюдения с одного пункта	21
§ 1. Основные положения метода шаров-пилотов	21
§ 2. Полная и свободная подъемная сила шара-пилота	24
§ 3. Вертикальная скорость шара-пилота	25
§ 4. Определение вертикальной скорости шара-пилота по свободной подъемной силе и весу оболочки	29
§ 5. Способы практического определения вертикальной скорости	30
§ 6. Стандартная вертикальная скорость шаров-пилотов	33
§ 7. Изменение вертикальной скорости шара-пилота с высотой в зависимости от изменения плотности воздуха	33
§ 8. Влияние разности температур водорода и окружающего воздуха на изменение вертикальной скорости	35
§ 9. Аэрологические теодолиты и основные требования к их устройству	36
§ 10. Основные части аэрологического теодолита и схема оптической системы зрительной трубы	37
§ 11. Устройство теодолитов ШТ, АТК и других систем	39
§ 12. Судовые аэрологические теодолиты	43
§ 13. Источники инструментальных ошибок аэрологических теодолитов и определение поправок	46
§ 14. Водород для наполнения оболочек шаров-пилотов и радиозондов	52
§ 15. Устройство водородных баллонов	53
§ 16. Добывание водорода с помощью газогенераторов	54
§ 17. Оболочки, применяющиеся для шаров-пилотов, радиопилотов и радиозондов	57
§ 18. Производство шаропилотных наблюдений	60
§ 19. Обработка шаропилотных наблюдений для определения ветра	61
33 Аэрология	513

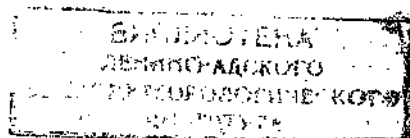
	Стр.
§ 20. Обработка шаропилотных наблюдений при помощи круга Молчанова (платшета А-30)	63
§ 21. Обработка наблюдений за шарами-пилотами и радиозондами аналитическим способом с помощью логарифмического круга А-39	66
§ 22. Обработка шаропилотных наблюдений, произведенных с движущегося корабля	68
§ 23. Отклонения фактической вертикальной скорости шара-пилота от расчетной и вызывающие их причины	70
Б. Базисные шаропилотные наблюдения	75
§ 1. Вычисление высоты шара-пилота проектированием на горизонтальную плоскость	76
§ 2. Максимальные погрешности в определении высоты шара-пилота при проектировании на горизонтальную плоскость	78
§ 3. Вычисление высоты шара-пилота проектированием на вертикальную плоскость	80
§ 4. Максимальные погрешности в определении высоты шара-пилота при проектировании на вертикальную плоскость	81
§ 5. Максимальные погрешности в определении вертикальной скорости шара-пилота	83
§ 6. Организация базисных шаропилотных наблюдений	85
§ 7. Установка теодолитов на пунктах базы	86
§ 8. Выбор формулы для вычисления высот шара-пилота. Демаркационный график Зайчикова	87
§ 9. Определение скорости и направления ветра по базисным наблюдениям	88
В. Погрешности метода шаропилотных наблюдений	90
§ 1. Погрешности в определении направления ветра	90
§ 2. Погрешности в определении скорости ветра	92
§ 3. Применение структурных функций для оценки точности шаропилотных наблюдений	93
Глава II. Методы измерения давления, температуры и влажности, применяющиеся в аэрологии	96
§ 1. Основы устройства приборов, применяющихся для измерения давления, температуры и влажности в свободной атмосфере	98
§ 2. Измерение давления	100
1. Устройство aneroidных (мембранных) коробок (100)	102
§ 3. Погрешности измерения давления барокоробками	102
1. Влияние температуры на деформацию aneroidных коробок (102). 2. Явления гистерезиса и упругого последствия (106)	107
§ 4. Измерение температуры	107
1. Биметаллические термометры (108). 2. Металлические термометры сопротивления (111). 3. Полупроводниковые термометры сопротивления (113). 4. Термоконденсаторы (114)	115
§ 5. Погрешности измерения температуры	115
1. Погрешности за счет инерции термодатчиков (116)	
2. Погрешности за счет влияния радиации (124). 3. Погрешности за счет больших скоростей обтекания (128). 4. Погрешности за счет смачивания термодатчиков (130)	

	Стр.
§ 6. Измерение влажности	132
1. Волосной приемник влажности (133). 2. Пленочный приемник влажности (136). 3. Электролитический гигрометр (137). 4. Метод точки росы (139). 5. Спектроскопический метод измерения влажности (142)	
§ 7. Погрешности измерения влажности	142
1. Инерция приемников влажности (142). 2. Погрешности за счет больших скоростей обтекания (146)	
Глава III. Исследование атмосферы с помощью привязных и автоматических свободных аэростатов	148
А. Применение привязных аэростатов	149
§ 1. Подъемная сила привязного аэростата	149
§ 2. Основы аэродинамики привязного аэростата	150
§ 3. Балансировка привязного аэростата. Высота подъема	154
§ 4. Некоторые особенности эксплуатации привязного аэростата	155
§ 5. Аэростатные метеорографы	157
§ 6. Режим подъема и спуска привязного аэростата, наземные наблюдения при его подъеме	162
Б. Применение автоматических свободных аэростатов	163
§ 1. Основы устройства автоматических аэростатов и их оборудование	163
§ 2. Методика аэрологических измерений при полетах автоматических аэростатов	165
Глава IV. Самолетное зондирование атмосферы	169
А. Приборы для самолетного зондирования атмосферы и производство наблюдений в полете	169
§ 1. Оборудование самолетов метеорографами	170
§ 2. Режим полета во время зондирования атмосферы	174
§ 3. Самолетные метеорографы	178
1. Самолетный метеорограф СМ-43 (178). 2. Самолетный метеорограф А-10 (180).	
§ 4. Самолетный электрометеорограф	182
§ 5. Дистанционный самолетный термогигрометр А. А. Ледоховича и В. А. Зайцева	188
§ 6. Автоматический гигрометр точки росы В. А. Усольцева	191
§ 7. Приборы, измеряющие высоту и скорость полета	193
1. Авиационный высотомер (193). 2. Указатель воздушной скорости (195). 3. Указатель числа Маха (199). 4. Вариометр (201).	
§ 8. Индикаторы обледенения самолетов	202
§ 9. Производство визуальных наблюдений в полете	204
Б. Поверка метеорографов	208
§ 1. Установки для поверки метеорографов	208
§ 2. Методика поверки приемников давления, температуры, влажности и скорости ветра	215
1. Поверка приемника давления (215). 2. Поверка приемника температуры (217). 3. Поверка приемника влажности (218). 4. Поверка анемометра аэростатного метеорографа (218).	

	Стр.
В. Обработка записей метеорографов	219
§ 1. Подготовка метеорограммы к обработке	220
§ 2. Выбор особых точек	221
§ 3. Синхронизация точек на кривых метеорограммы	222
§ 4. Определение значений метеорологических элементов для особых точек на метеорограммах методом базисных линий	224
§ 5. Введение поправок на скорость в показания метеоро- графа	226
§ 6. Вычисление высот и построение графиков подъема	227
§ 7. Обработка анемометрических записей аэростатного метеорографа	229
§ 8. Погрешности в определении высоты по давлению и тем- пературе	231
Глава V. Метод радиозондов	240
§ 1. Основы метода радиозондов	241
§ 2. Способы телеизмерений, применяющиеся в радиозонди- ровании	243
§ 3. Гребенчатый радиозонд РЗ-049	248
§ 4. Радиозонд А-22-III	258
§ 5. Радиозонд РКЗ-1	263
§ 6. Самолетный сбрасываемый радиозонд А-13	266
§ 7. Финский радиозонд	269
§ 8. Радиозонд системы «Фрейберг» (ГДР)	270
§ 9. Особенности поверки радиозондов РЗ-049 и А-22-III	272
§ 10. Подготовка радиозонда РЗ-049 к выпуску	274
§ 11. Выдержка, выпуск и прием сигналов радиозонда РЗ-049	276
§ 12. Обработка сигналов радиозонда РЗ-049	277
§ 13. Подготовка к выпуску и выпуск радиозонда А-22-III	279
§ 14. Прием и обработка сигналов радиозонда А-22-III.	282
§ 15. Обработка сигналов радиозонда РКЗ-1	283
§ 16. Высота подъема радиозондов на резиновых оболочках	285
§ 17. Применение парашютов для спуска радиозондов	290
§ 18. Точность радиозондирования. Некоторые перспективы усовершенствования метода	291
Глава VI. Применение радиолокационных средств для аэрологи- ческих исследований	302
А. Радиоветровые измерения	303
§ 1. Основы радиотехнических методов измерения ветра на высотах	303
§ 2. Элементы устройства и работы импульсных радиолока- торов	306
§ 3. Основное радиолокационное уравнение	310
§ 4. Эффективная отражающая поверхность мишени радио- пилота и других предметов. Устройство радиопилотных отражателей	312
§ 5. Поверка радиолокаторов для радиопилотных наблюдений	315
§ 6. Производство и обработка радиопилотных наблюдений	317
§ 7. Радиотеодолитный метод измерения ветра на высотах	318
§ 8. О погрешностях определения скорости ветра на больших высотах	325
§ 9. Применение вторичной радиолокации (активной ретран- сляции) для ветровых измерений	332

	Стр.
Б. Радиолокационные исследования облаков и осадков	337
§ 1. Обнаружение облаков и осадков с помощью радиолока- торов	337
§ 2. Организация и методика наблюдений над осадками и грозами	348
§ 3. Радиолокационные измерения интенсивности осадков	351
§ 4. Ошибки метода радиолокационных наблюдений за облаками и осадками	356
1. Влияние степени заполнения электромагнитного луча эле- ментами облаков и осадков (356). 2. Роль ослабления за счет поглощения электромагнитной энергии (359). 3. Влия- ние протяженности зондирующего импульса и ширины диаграммы направленности (367). 4. Искажения, связан- ные с явлениями рефракции (368). 5. Искажения, связан- ные с явлениями вторичной развертки (369). 6. Точность радиолокационного определения высоты границ облачных слоев (369).	
§ 5. Радиолокационное определение водности облаков	371
§ 6. Радиолокационные измерения турбулентных движений в облаках	372
Глава VII. Аэрологические методы исследований облаков	374
§ 1. Измерение высоты нижней границы облаков	374
§ 2. Методы измерения облачных элементов	381
§ 3. Коэффициент улавливания капель. Метод расчета	388
§ 4. Измерение водности капельножидких и кристаллических облаков	393
§ 5. Фотографирование облаков	400
Глава VIII. Методы исследования вертикальных движений и тур- булентности в свободной атмосфере	407
§ 1. Исследование пульсации скорости ветра на привязных аэростатах	408
§ 2. Измерение вертикальных движений в атмосфере с по- мощью шаров-пилотов и шаров-зондов	411
1. Измерение вертикальных движений в атмосфере с помощью уравновешенных шаров-пилотов (411). Измерение вер- тикальных движений в атмосфере с помощью неуравно- вешенных шаров-пилотов (шаров-зондов) (413).	
§ 3. Измерение пульсаций скорости ветра на свободных аэростатах	417
§ 4. Измерение вертикальных движений с помощью планеров	422
§ 5. Измерение пульсаций скорости ветра при помощи само- лета, снабженного акселерографом	424
§ 6. Приборы для измерения перегрузок самолета	430
§ 7. Проверка акселерометров и акселерографов	437
§ 8. Обработка акселерограмм	439
Глава IX. Применение ракет для исследования атмосферы	441
§ 1. Принцип работы реактивного двигателя и характери- стика ракет	442
§ 2. Характеристика элементов полета ракет	449
§ 3. Условия работы метеорологических приборов, поднима- емых на ракетах	452

	Стр.
1. Температурное поле ракеты (452). 2. Поле давления вокруг ракеты (453). 3. Влияние вращения и процессы ракеты (455). 4. Вибрация ракеты в полете (455). 5. Ускорение ракеты в полете (455). 6. Газовыделение ракеты (456)	
§ 4. Размещение аэрологических приборов на ракетах	457
§ 5. Измерение давления с помощью приборов, поднимаемых ракетой	460
§ 6. Измерение плотности воздуха	475
§ 7. Измерение температуры воздуха	479
§ 8. Ракетные радиотелеметрические линии	486
§ 9. Измерение скорости и направления ветра на высотах	489
§ 10. Исследование состава воздуха на высотах	493
§ 11. Спектрографические измерения на ракетах	501
Основная литература	504
Дополнительная литература	504



*Калиновский Александр Болеславович
и Пинус Наум Зиновьевич*

АЭРОЛОГИЯ

Отв. редакторы: *Степаненко В. Д.*
и *Забродский Г. М.*

Редактор *Ю. В. Власова*

Техн. редактор *М. И. Брайтмана*

Корректоры: *В. В. Мамедова,*
Ф. И. Межикреская и К. И. Розимова

Сдано в набор 12/VI 1961 г. Подписано к печати
17/XI 1961 г. Бумага 60×90^{1/8} мм. Бум. л. 16,38+1 вкл.
Печ. л. 32,75. Уч.-изд. л. 30,79. Тираж 7 000 экз.
М-63872 Индекс МП-113

Гидрометеорологическое издательство.
Ленинград, В-53, 2-я линия, д. № 23.
Заказ № 346. Цена 1 руб. 23 коп.

Типография № 8 Управления полиграфической
промышленности Ленсовнархоза
Ленинград, Прачечный пер., д. № 6.

**ГОСУДАРСТВЕННОЕ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЕ
ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО**

Отдел распространения

Ленинград, В-53, 2-я линия, 23

ИМЕЮТСЯ В ПРОДАЖЕ

Учебники для вузов

- Алехин Ю. М. Краткосрочные прогнозы стока на равнинных реках. Ц. 89 к.
Аполлов Б. А., Калинин Г. П., Комаров В. Д. Гидрологические прогнозы. Ц. 1 р. 04 к.
Бахтияров В. А. Водное хозяйство и водохозяйственные расчеты. Ц. 94 к.
Белобров А. П. Фазовые и радионавигационные системы в гидрографии и океанологии. Ц. 56 к.
Гирс А. А. Основы долгосрочных прогнозов погоды. Ц. 1 р. 56 к.
Качурин Л. Г. Руководство к лабораторным работам по метеорологии. Ц. 1 р. 20 к.
Костин С. И. Основы метеорологии и климатологии. Ц. 1 р. 20 к.
Лайхтман Д. Л. Задачник по динамической метеорологии. Ц. 69 к.
Лебедев В. В. Гидрология и гидрометрия в задачах. Ц. 1 р. 74 к.
Соколовский Д. Л. Речной сток. Ц. 1 р. 67 к.
Чеботарев А. И. Общая гидрология. Ц. 1 р. 49 к.
Шамов Г. И. Речные наносы (режим, методы измерений и расчеты). Ц. 1 р. 14 к.
Шулейкин В. В. Краткий курс физики моря. Ц. 1 р. 86 к.

Требуйте книги в магазинах книоторгов!

ГИДРОМЕТЕОИЗДАТ
