

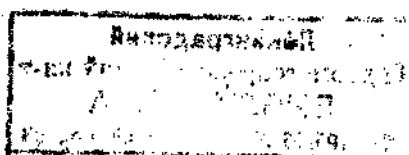
Министерство высшего и среднего специального образования РСФСР

ЛЕНИНГРАДСКИЙ ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ

МЕЖВУЗОВСКИЙ СБОРНИК

ВЫПУСК 70

АВИАЦИОННАЯ И КОСМИЧЕСКАЯ МЕТЕОРОЛОГИЯ



**ЛЕНИНГРАДСКИЙ ОРДЕНА ЛЕНИНА
ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ**
имени М. И. КАЛИНИНА

ЛЕНИНГРАД
1979

УДК 551.5:629.13+656.071.052

Одобрено Ученым советом
Ленинградского гидрометеорологического института

В сборнике опубликованы работы, посвященные актуальным проблемам авиационной и спутниковой метеорологии.

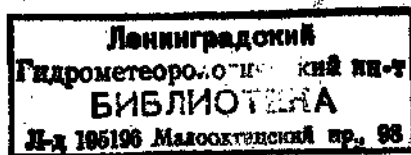
Рассматриваются вопросы синтеза автоматизированной системы метеорологического обеспечения полетов и управления воздушным движением на основе использования высокопроизводительных ЭВМ. Значительное внимание уделено анализу спутниковой информации, а также оценкам метеорологических параметров при дистанционном зондировании атмосферы из космоса. Обсуждаются методические аспекты обработки аэрокосмической информации.

Сборник рассчитан на научных работников и специалистов в области авиационной и спутниковой метеорологии и управления воздушным движением, аспирантов гидрометеорологических вузов, а также на летный и штурманский состав авиации.

306665

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ:

Проф. **С. В. СОЛОНИН** (ответственный редактор), проф. П. Д. АСТА-
ПЕНКО, проф. П. Н. БЕЛОВ, канд. физ.-мат. наук В. Д. ЕНИКЕЕВА (ответ-
ственный секретарь), проф. Н. В. ПЕТРЕНКО, проф. В. Д. СТЕПАНЕНКО,
доц. Ю. М. ТИМОФЕЕВ.



© Ленинградский гидрометеорологический институт (ЛГМИ), 1979 г.

С. В. СОЛОНИН, В. С. ЕРШОВА, В. Н. КИСЕЛЕВ,
С. И. МАЗОВЕР (ЛГМИ)

ВАРИАЦИОННАЯ ЗАДАЧА О МИНИМАЛЬНОМ ЗАГРЯЗНЕНИИ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ ВОЗДУШНЫМ ТРАНСПОРТОМ

Одной из основных проблем, связанных с охраной окружающей среды, является проблема загрязнения верхних слоев атмосферы выбросами продуктов сгорания из двигателей высотных самолетов.

Проблема загрязнения атмосферы тесно связана с быстрым развитием авиации, ростом воздушных перевозок и, как следствие этого, увеличением количества сжигаемого топлива. По экспертным оценкам ожидается, что в 1980 г. гражданская авиация израсходует около 36 миллионов тонн горючего, т. е. в 2,5 раза больше, чем в 1970 г.

Во избежание неконтролируемых изменений состава атмосферы и воздействий на климат и биосферу при массовых полетах самолетов предлагается, с одной стороны, установление некоторых предельно допустимых норм выбросов продуктов сгорания из двигателей высотных самолетов в разных слоях атмосферы и в разные сезоны [3]. Этот путь требует проведения большого числа тщательных исследований, начиная с создания достаточно точной математической модели планетарной атмосферы, учитывающей радиационные факторы и влияющие на них малые примеси, до резкого увеличения количества и качества измерений содержания этих малых примесей, прежде всего окислов азота.

Другой путь ограничения неблагоприятных изменений условий окружающей среды вполне осуществим уже сегодня. Он не противопоставляется первому, а дополняет его. Этот путь предполагает корректный учет физического состояния атмосферы при планировании и выполнении полетов.

Задачи, связанные с оптимальным учетом физического состояния атмосферы в авиационной практике, являются вариационными. Условно их можно разделить на три класса:

— определение оптимальных траекторий полета (так называемые «траекторные» задачи);

- определение оптимальных режимов полета;
- комплексное определение оптимальных траекторий и режимов.

При решении этих задач обычно используются следующие основные критерии оптимальности: минимальное время полета, минимальный расход топлива, минимум эксплуатационных расходов.

Для оценки загрязнения атмосферы выбросами продуктов сгорания из двигателей высотных самолетов одной из основных характеристик является время полета, так как с ним непосредственно связано количество расходуемого топлива. Сокращение времени полета самолета в конечном итоге приводит к уменьшению расхода топлива, а следовательно, и самолетных загрязнений атмосферы.

С этой точки зрения представляет интерес решение вариационных задач о полете самолета в поле переменного ветра.

Предполагая, что полет самолета производится на постоянной высоте над сферической Землей, координаты самолета в любой момент времени удовлетворяют соотношениям [1]:

$$\left. \begin{aligned} d\varphi &= \frac{V \cos \varphi + u_{\varphi}}{R} dt, \\ d\lambda &= \frac{V \sin \varphi + u_{\lambda}}{R \cos \varphi} dt, \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

где φ, λ — географические координаты; V — воздушная скорость полета; R — радиус Земли; $\varphi(t)$ — угол курса; u_{φ}, u_{λ} — проекции вектора ветра соответственно на направление географических меридиана и параллели; t — текущее время.

К уравнениям (1) следует присоединить уравнения установившегося горизонтального продольного движения самолета:

$$\left. \begin{aligned} P \cos \alpha - X &= 0, \\ P \sin \alpha + Y - G &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

и кинематическое соотношение, характеризующее расход топлива,

$$\frac{dG}{dt} = -C_e P, \quad (3)$$

где P — сила тяги, создаваемая двигателем; G — вес самолета; X — сила лобового сопротивления; Y — подъемная сила; C_e — удельный расход топлива; α — угол атаки.

Интегрирование соотношения (3) с помощью уравнений (2) при условии малости угла атаки дает возможность получить следующую формулу для расходуемого топлива за интервал времени τ :

$$G_{\tau} = G \left(1 - e^{-\frac{\tau V}{S_{уд} \sigma}} \right), \quad (4)$$

где $S_{уд} = S_{уд}(H, M, G)$ — удельная дальность.

Анализ выражения (4) и приведенная выше общая классификация задач оптимизации позволяют сформулировать следующие вариационные задачи, связанные с уменьшением расхода топлива при полете самолета.

Задача 1. Уменьшение расхода топлива при постоянной воздушной скорости и заданном взлетном весе (оптимизация траектории полета).

Задача 2. Уменьшение расхода топлива при заданных взлетном весе и времени полета по трассе за счет оптимизации воздушной скорости (оптимизация режима полета).

Задача 3. Уменьшение расхода топлива за счет совместной оптимизации воздушной скорости и угла курса (оптимизация режима и траектории полета).

Решение задачи об уменьшении расхода топлива при постоянной воздушной скорости и заданном взлетном весе достигается двумя путями:

- 1) минимизацией полного времени полета;
- 2) построением траектории минимального расхода топлива.

Задача построения траектории минимального времени (ТМВ) полета самолета в поле переменного ветра решена в работах [4—6]. Учитывая, что выражение для расчета полного времени полета (T) имеет вид:

$$T = \int_0^T dt = \int_{\lambda^0}^{\lambda^T} \frac{R \cos \varphi d\lambda}{V \sin \varphi + u_\lambda}, \quad (5)$$

задача построения ТМВ сводится к определению функции $\varphi(t)$, минимизирующей функционал (5) при заданных граничных условиях:

$$\left. \begin{aligned} \varphi(0) &= \varphi^0, & \lambda(0) &= \lambda^0, \\ \varphi(T) &= \varphi^T, & \lambda(T) &= \lambda^T. \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

Тогда полный расход топлива рассчитывается по формуле

$$G_T = C_o P T. \quad (7)$$

Для расчета выигрыша в расходе топлива при полете по ТМВ использовались результаты численного эксперимента по определению оптимальной траектории в поле переменного ветра [7]. Статистическая обработка материала позволила установить зависимость географического положения ТМВ и выигрыша во времени от метеорологических условий и особенностей термобарического поля. При выполнении расчетов были использованы высотные карты барической топографии северного полушария. Моделировались полеты по ТМВ, определяемые методом динамического программирования, для самолета ИЛ-62. Суммарные выигрыши

во времени и топливе при полете по ТМВ в предположении, что в сутки выполняется только один рейс между Москвой и Хабаровском, представлены в табл. 1.

Таблица 1

Суммарный выигрыш во времени и топливе при полете по ТМВ по сравнению с реальной трассой

Месяц	Москва—Хабаровск		Хабаровск—Москва	
	время, ч	топливо, т	время, ч	топливо, т
Январь	6,65	56,9	10,06	86,1
Апрель	7,68	65,7	10,34	88,5
Июнь	9,01	77,1	11,12	95,2
Октябрь	7,46	63,8	12,04	103,1

Из табл. 1 следует, что экономия времени и топлива при полете по ТМВ значительна, особенно из Хабаровска в Москву, когда на большей части трассы наблюдаются сильные встречные ветры.

Задача построения траектории минимального расхода топлива сводится к минимизации функционала

$$G_T = \int_{\lambda^0}^{\lambda^T} \frac{C_p PR \cos \varphi d\lambda}{V \sin \psi + u_\lambda}, \quad (8)$$

полученного на основании выражений (1) и (3)

Расчеты траекторий минимального расхода топлива (ТМТ) с учетом поля переменного ветра методом динамического программирования показали близость этих траекторий к ТМВ. Это объясняется тем, что время полета и расход топлива при одной и той же воздушной скорости находятся в прямой зависимости: чем больше время полета, тем больше расходуется топлива, и наоборот. Расчеты показали также, что расход топлива при полете по ТМТ уменьшается на 2—8% (см. табл. 2).

Задача уменьшения расхода топлива за счет оптимизации воздушной скорости формулируется следующим образом. Учитывая зависимость скорости полета от тяги двигателя, выражение (3) можно записать

$$\frac{dG}{dt} = f(V).$$

Расход топлива (т) по трассе Москва—Хабаровск

Таблица 2

Даты	Топливо по ТМВ (G_T)	Топливо по ТМТ (G_Q)	$\Delta G = G_T - G_Q$
1 января 1969 г.	56,09	51,97	4,12
2 января 1969 г.	55,19	51,15	4,04
5 января 1969 г.	54,28	50,41	3,87
10 января 1969 г.	51,99	50,56	1,43
20 января 1969 г.	56,11	51,54	4,57
30 января 1969 г.	53,08	49,32	3,76

Тогда с учетом выражения (1), функционал, подлежащий оптимизации, примет вид

$$G_T = \int_{\lambda^0}^{\lambda^T} \frac{f(V) R \cos \varphi}{V \sin \varphi + u_\lambda} d\lambda. \quad (9)$$

Эта задача имеет практическое значение для гражданской авиации, когда полеты совершаются по жесткому расписанию и траектория полета задана. В этом случае выбор оптимальной воздушной скорости достаточно прост и сводится к решению алгебраического уравнения [2].

Наибольший эффект в экономии топлива при полете самолета может быть достигнут при комплексном подходе (задача 3), заключающемся в минимизации функционала,

$$G_T = \int_{\lambda^0}^{\lambda^T} \frac{C_e P R \cos \varphi}{V_{\text{опт}} \sin \varphi + u_\lambda} d\lambda. \quad (10)$$

Здесь $V_{\text{опт}}$ — воздушная скорость, соответствующая минимуму километрового расхода топлива (J):

$$J = \frac{C_e P}{aM}, \quad (11)$$

где a — скорость звука на высоте полета; M — число Маха, по которому осуществляется управление.

Для количественной оценки выброса в атмосферу загрязняющих веществ, содержащихся в выхлопной струе реактивного двигателя, обычно используют индекс выброса, численно равный ко-

личеству данного вещества в граммах, приходящемуся на 1 кг сгоревшего топлива. Тогда загрязнение атмосферы $Q(t)$ в результате сгорания топлива на крейсерских режимах полета самолетов может быть рассчитано по формуле [9]

$$Q = bNqkn, \quad (12)$$

где b — суточная наработка двигателя при крейсеровании (ч); N — количество летных дней; q — часовой расход топлива; k — коэффициент, учитывающий полноту сгорания топлива ($k = 0,98$ для дозвуковых самолетов, $k = 0,90$ для СТС); n — индекс выброса для данного вида вещества.

Полученные значения выигрыша во времени при полете по оптимальным траекториям по сравнению с реальной трассой (см. табл. 1) позволяют оценить уменьшение выбросов для самолета ИЛ-62, следующего по трассе Москва—Хабаровск—Москва за различные сезоны. Результаты расчетов представлены в табл. 3. Данные по выделению загрязняющих веществ взяты из работ [8, 10, 11].

Таблица 3

Оценка уменьшения загрязнения атмосферы (г) за счет использования ТМВ

Месяц	Загрязняющее вещество						
	NO _x	CO	C _x H _y	C	SO _x	H ₂ O	CO ₂
Москва—Хабаровск							
Январь	889,77	235,60	7,11	5,91	59,31	77,11 · 10 ³	183,89 · 10 ³
Апрель	1027,58	274,17	8,21	6,83	68,50	89,06 · 10 ³	212,37 · 10 ³
Июль	1205,53	321,65	9,64	8,01	80,36	104,48 · 10 ³	249,14 · 10 ³
Октябрь	998,14	266,32	7,98	6,63	66,54	86,51 · 10 ³	206,28 · 10 ³
Хабаровск—Москва							
Январь	1346,02	359,14	10,76	8,95	89,73	116,66 · 10 ³	278,18 · 10 ³
Апрель	1383,49	369,13	11,06	9,20	92,23	119,90 · 10 ³	285,92 · 10 ³
Июль	1487,85	396,98	11,89	9,89	99,19	128,95 · 10 ³	307,49 · 10 ³
Октябрь	1610,95	429,82	12,88	10,71	107,39	139,62 · 10 ³	332,93 · 10 ³

Проведенные оценки показывают, что уменьшение полетного времени на 0,5 ч за счет использования ТМВ при существующей интенсивности воздушного движения по трассе Москва—Хабаровск—Москва приводит к уменьшению количества выбросов

в атмосферу: NO_x — в среднем на 6%, CO — на 8%. Эффективность уменьшения авиационных выбросов в атмосферу еще более значительна при полетах по траектории минимального расхода топлива (см. табл. 2).

Аналогичные оценки для сверхзвуковых самолетов показали, что уменьшение полетного времени на 0,5 ч для одного СТС эквивалентно уменьшению выбросов окислов азота NO_x , особенно сильно влияющих на озоносферу, в год на 3200 тонн.

Таким образом, результаты, полученные при вариационном подходе к задаче о минимальном загрязнении атмосферы, с достаточной определенностью указывают на достижимость значительного сокращения авиационных загрязнений в результате экономии топлива при полетах по оптимальным траекториям.

ЛИТЕРАТУРА

1. Баранов А. М., Солонин С. В. Авиационная метеорология. Л., Гидрометеониздат, 1975. 390 с.
2. Ершова В. С., Солонин С. В. О наиболее выгодной скорости полета самолета с учетом ветра. — «Тр. ЛГМИ», 1968, вып. 34, с. 102—109.
3. Кароль И. Л. Высотные самолеты и стратосфера. Л., Гидрометеониздат, 1974. 47 с.
4. Матицын В. Д. Определение закона управления самолетом для получения оптимальной траектории при полете в условиях переменного ветра. — «Автоматика и телемеханика», 1961, т. XXII, № 1, с. 212—219.
5. Молоканов Г. Ф. О законе управления самолетом, перелетающим из одного пункта в другой в кратчайшее время. — «Изв. АН СССР. Техническая кибернетика», 1966, № 1, с. 161—169.
6. Солонин С. В., Ершова В. С., Мазовер С. И. Определение траектории минимального времени полета самолета методом динамического программирования с учетом сферичности Земли. — «Тр. ЛГМИ», 1971, вып. 42, с. 43—50.
7. Статистическое исследование траекторий минимального времени полетов самолетов по воздушной трассе Москва—Хабаровск. — «Тр. ЛГМИ», 1974, вып. 51, с. 174—180. Авт.: С. В. Солонин, В. С. Ершова, С. И. Мазовер, Р. И. Шамис.
8. Broderick A. J. The effects of cruise-altitude pollution. — «AJAA Pap.», 1975, № 1016. 9 p.
9. Broderick A. J., English J., Morley F., Forney A. K. On initial estimate of aircraft emissions in the stratosphere in 1990. — «AJAA Pap.», 1973, № 508. 9 p.
10. Blazowski W. S. Aircraft altitude emissions fundamental concepts and future R and D requirements. — «AJAA Pap.», 1975, № 1017. 19 p.
11. Grobman J. S. Jet aircraft emissions during cruise present and future. — «AJAA Pap.», 1975, № 1018. 11 p.

Ю. М. ТИМОФЕЕВ, А. А. ЯКОВЛЕВ (ЛГУ)

ВЛИЯНИЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ В ЗАДАНИИ РАДИАЦИОННОЙ МОДЕЛИ АТМОСФЕРЫ НА ТОЧНОСТЬ ТЕРМИЧЕСКОГО ЗОНДИРОВАНИЯ С МИСЗ

1. Введение

Ценность информации о параметрах физического состояния атмосферы и подстилающей поверхности, определяемых на основе интерпретации измерений уходящего излучения на метеорологических искусственных спутниках Земли (МИСЗ) и используемых в задачах численного анализа и прогноза погоды, зависит от ее качества и глобальности охвата земного шара спутниковыми наблюдениями. Что касается глобальности охвата, то соответствующим выбором орбит МИСЗ, использованием пространственно-сканирующих приборов возможно получение практически глобальной информации в условиях реальной облачной атмосферы.

Точность спутниковых методов определяется многими факторами. Прежде чем переходить к анализу их влияния, следует отметить, что использование в настоящее время термина «точность» в определенной степени условно. Более верно говорить, например, о сопоставимости (согласии) спутниковых и прямых измерений атмосферных параметров. При этом существенно подчеркнуть, что эти два типа измерений характеризуются различной степенью горизонтального и вертикального усреднения, что сами прямые измерения отягощены случайными и систематическими ошибками, величины которых соизмеримы с уровнем современных рассогласований между прямыми и косвенными измерениями, и, наконец, довольно часто при сравнениях отсутствует достаточная пространственно-временная согласованность этих двух типов измерений.

Все эти факторы существенно затрудняют объективную оценку точности косвенных методов и делают необходимым использование комплексного подхода при анализе качества результатов спутникового зондирования. В этот комплекс, по нашему мнению, должны входить: численные эксперименты по исследованию потенциальной точности косвенных методов и факторов, ее определяющих, с применением ЭВМ, специальные спутниковые и наземные, аэростатные, самолетные и т. д. эксперименты на специаль-

ных полигонах и станциях радиозондирования по измерениям параметров физического состояния прямыми и косвенными методами, исследования влияния спутниковых данных на анализ и прогноз погоды на различные сроки.

Использование описанного комплексного подхода позволит наиболее объективно оценить различные характеристики спутниковой информации, а также наметить конкретные пути улучшения этих характеристик. Говоря о характеристиках косвенных методов, следует иметь в виду изучение не только точности (согласия) при сопоставлении с прямыми измерениями, но и пространственно-временную корреляцию ошибок, а также их корреляцию с использованной априорной информацией (начальные профили, статистическая информация и т. д.).

Точность косвенного спутникового метода определения вертикальных профилей температуры зависит от точности измерений уходящего теплового излучения, используемого диапазона спектра (в частности, температурная зависимость функции Планка), оптимальности условий измерений, точности задания радиационной модели, методики интерпретации радиационных данных, качества привлекаемой априорной информации (начальные приближения, адекватности статистики и т. д.), вертикального разрешения (или вертикальной структуры искомого профиля), состояния атмосферы (наличие облачности, вид искомого профиля и т. д.), ошибок аппроксимаций и вычислений.

На настоящем этапе развития дистанционных спутниковых методов в связи с успехами в создании специализированной спутниковой аппаратуры, позволяющей измерять с высокой точностью уходящее тепловое излучение, разработкой устойчивых методов решения интегральных уравнений ошибки в задании радиационной модели атмосферы, на наш взгляд, в значительной степени лимитируют точность решения задачи термического зондирования. Настоящая работа посвящена анализу этого вопроса.

2. Классификация ошибок в задании радиационной модели атмосферы

При решении обратных задач спутниковой метеорологии ядра соответствующих интегральных уравнений [1] вычисляются при определенных предположениях о механизмах трансформации электромагнитного излучения в атмосфере и их количественных характеристик для определенных моделей атмосферы. В связи с этим удобно разделить ошибки задания радиационной модели на два класса (типа): к первому классу отнесем ошибки, связанные с современным уровнем наших представлений о закономерностях переноса теплового излучения в реальной атмосфере и качеством имеющихся количественных характеристик взаимодействия, параметров приборов, методик расчета и т. д., ко второму классу отнесем ошибки, обусловленные зависимостью пара-

метров взаимодействия от параметров физического состояния атмосферы (температуры, состава и т. д.).

Можно сразу отметить принципиальное отличие между ошибками указанных двух типов. Ошибки первого класса можно уменьшить, проводя специальные лабораторные, натурные и теоретические исследования, закономерностей переноса излучения, совершенствуя методы получения функций пропускания, уточняя параметры используемых приборов и т. д.

Ошибки второго типа всегда будут сопутствовать решению обратной задачи при любом уровне наших знаний о процессах трансформации излучения и характеристиках приборов. Эта особенность обусловлена как самой физической природой трансформации излучения, так и реальной пространственно-временной изменчивостью параметров физического состояния атмосферы. В связи с этим алгоритмы решения обратных задач должны в явной форме учитывать это обстоятельство, предусматривая, в частности, специальные процедуры коррекции ядер уравнений в процессе обработки спутниковых измерений.

Остановимся несколько подробнее на указанных выше двух типах ошибок задания ядер уравнений. Определенный вклад в ошибки первого типа могут вносить следующие причины:

а) недостаточное полное понимание процессов трансформации теплового излучения в реальной атмосфере и приближенная формулировка физико-математической модели переноса излучения (неучет эффектов рассеяния и поглощения радиации на аэрозолях, отклонений от локального термодинамического равновесия, приближенный учет взаимодействия излучения с облаками и подстилающей поверхностью и т. д.);

б) ошибки в задании численных параметров, характеризующих параметры взаимодействия излучения с системой атмосферы — подстилающая поверхность, параметров тонкой структуры полос поглощения, оптических характеристик облачности и подстилающей поверхности и т. д.;

в) ошибки приближенных методов теории переноса;

г) неточное знание характеристик спутниковой аппаратуры, например аппаратурной функции прибора.

Большой класс ошибок, как мы отмечали выше, обусловлен изменчивостью состояния атмосферы (ошибки второго типа). К ним можно отнести: вариации содержания в атмосфере CO_2 и O_2 , температурную зависимость функций пропускания P_λ , изменчивость содержания в атмосфере газовых и аэрозольной компонент, влияющих в определенной степени на трансформацию излучения в полосах поглощения CO_2 и O_2 , используемых для решения задачи термического зондирования атмосферы (H_2O , O_3 и т. д.), изменчивость оптических свойств облаков и подстилающих поверхностей (последнее особенно существенно для микроволнового диапазона спектра).

Для минимизации ошибок рассматриваемого типа, кроме знаний функциональных зависимостей характеристик взаимодействия от параметров физического состояния, необходимо использовать разнообразную дополнительную информацию, извлекаемую как из самих спутниковых измерений (вертикальных профилей температуры, влажности и т. д.), так и при возможности из других источников (прямые результаты, результаты прогноза и т. п.). Такой подход наиболее эффективен при осуществлении спутниковых измерений уходящего излучения в широком диапазоне длин волн электромагнитного спектра, т. е. при комплексном зондировании атмосферы со спутников.

3. Анализ различных источников ошибок в задании радиационной модели атмосферы

3.1. Выполнимость условий локального термодинамического равновесия (ЛТР)

Современные методы интерпретации радиационных измерений на МИСЗ основаны на использовании известной интегральной формы уравнения переноса теплового излучения [1], в которой в качестве функции источника фигурирует функция Планка абсолютно черного излучения. Эта замена правомерна при выполнении условий ЛТР. Можно отметить, что в случае невыполнимости условий ЛТР проблема интерпретации радиационных данных с целью получения информации о термической структуре атмосферы чрезвычайно усложняется. (Даже прямая задача теории переноса излучения в условиях нарушения ЛТР достаточно сложна и в настоящее время не решена корректно для ряда полос поглощения атмосферных газовых составляющих. Принципиальная трудность решения задачи термического зондирования в условиях нарушения ЛТР обусловлена тем фактом, что уходящее излучение определяется уже не только температурой и составом атмосферы, но и сложным комплексом радиационных и фотохимических процессов в неравновесной среде, временами колебательной релаксации, которые сами зависят от температуры атмосферы и типа партнеров по столкновениям. Отметим, наконец, что в условиях нарушения ЛТР функция источника в данной точке среды является сложным функционалом от вертикального профиля температуры.

В нижних слоях атмосферы, где число столкновений между молекулами очень велико и процесс распределения молекул по возбужденным состояниям полностью определяется столкновениями, условия ЛТР выполняются с высокой точностью. Однако в верхних слоях атмосферы, где число столкновений относительно невелико, важным фактором, определяющим распределение молекул по возбужденным состояниям, являются радиационные процессы. Условия ЛТР не выполняются на тех высотах в атмосфере

и для тех полос поглощения, когда радиационное время жизни возбужденных молекул меньше времени жизни, определяемого столкновительными процессами.

Наиболее подробно проблема выполнимости условий ЛТР была рассмотрена для полос поглощения углекислого газа при 4,3 и 15 мкм. В табл. 1 приведены данные о возможных нарушениях ЛТР, полученные на основе анализа современных теоретических исследований (4) и приближенных оценок.

Таблица 1

Уровни нарушения условий ЛТР

Спектральная область	Полоса CO ₂ , 4,3 мкм	Полоса CO ₂ , 15 мкм	Полоса O ₂ , $\lambda = 0,5$ см; линия O ₂ , $\lambda = 2,53$ см
Высота, км	~ 40—50	~ 70—80	> 150

Анализ данных таблицы показывает, что область полосы CO₂ при 4,3 мкм навряд ли может быть использована для зондирования атмосферы выше 40—50 км, несмотря на большую интенсивность полосы. Во всяком случае можно ожидать значительного возрастания ошибок восстановления температуры в верхних слоях атмосферы в силу возможных нарушений условий ЛТР. Для других полос поглощения, используемых в настоящее время для решения задачи термического зондирования атмосферы, уровни нарушения условий ЛТР существенно выше (особенно для полосы и линии поглощения кислорода), и это позволяет их использовать для зондирования верхних слоев атмосферы Земли.

3.2. Необходимость учета рассеяния

Другим фактором, который может привести к необходимости использования более общей модели переноса теплового излучения, является эффект рассеяния излучения. Как и в случае нарушения условий ЛТР функция источника при этом зависит не только от локальных характеристик среды, но и от падающего на элементарный объем излучения. В рассматриваемом диапазоне спектра ($\lambda > 3—4$ мкм) основным рассеивающим агентом являются атмосферные аэрозоли, а молекулярным рассеянием можно пренебречь (учет поглощения на аэрозолях не требует обобщения физикоматематической модели переноса, но требует соответствующей информации о реальных аэрозольных оптических характеристиках атмосферы).

При рассмотрении влияния рассеяния полезно рассмотреть два случая: в первом в формировании поля излучения играет

определенную роль солнечная рассеянная и отраженная радиация, во втором существенно проявляется рассеяние собственно теплового излучения. В обоих случаях важным параметром, определяющим вклад эффектов рассеяния в уходящее излучение, является коэффициент аэрозольного рассеяния.

Обсудим сначала роль солнечной радиации в формировании уходящего излучения. Согласно имеющимся данным, вкладом солнечной радиации в уходящее излучение можно пренебречь при $\lambda > 4-5$ мкм. При этом основной вклад в ближней ИК области обусловлен отражением солнечного излучения от подстилающей поверхности, которое определяется альбедо и прозрачностью атмосферы. Рассеянное аэрозолем атмосферное уходящее излучение в большинстве случаев (за исключением наблюдений в наклонных направлениях и очень малых значений альбедо), по крайней мере на порядок величины меньше отраженного, что обусловлено как относительно малыми значениями коэффициентов рассеяния в этом спектральном диапазоне, так и особенностями индикатриссы рассеяния на аэрозольных частицах.

В реальных условиях вклад солнечного излучения зависит от условий освещения атмосферы, значения альбедо подстилающей поверхности (в частности, наличия облаков), направления визирования, наличия молекулярного поглощения и других факторов. В качестве примера, иллюстрирующего важность учета вклада солнечного излучения в уходящую радиацию, укажем, что пренебрежение им при интерпретации измерений со спутников в области волн $\lambda \approx 4$ мкм с целью получения информации о температуре подстилающей поверхности может привести к кажущемуся увеличению определяемой температуры поверхности примерно на 8 К даже при относительно низком значении альбедо $A = 0,05$ [5]. Для длинноволнового крыла полосы CO_2 при 4,3 мкм, используемой для решения задачи термического зондирования атмосферы, это приращение в яркостной температуре может составлять 2—3 К и более при высоких значениях альбедо подстилающей поверхности или облаков [14].

Влияние аэрозоля на тепловое излучение системы «подстилающая поверхность—атмосфера» проявляется в ослаблении (за счет рассеяния и поглощения) радиации, перераспределения теплового излучения по направлениям за счет эффектов рассеяния. Строгая оценка указанных эффектов может быть проведена на основе численного решения интегродифференциального уравнения переноса излучения или заданной модели атмосферы. Следует подчеркнуть, что из-за большой изменчивости количества, физической природы, распределения по размерам аэрозольных частиц влияние аэрозоля на перенос теплового излучения может быть существенно различным по величине. Максимальное влияние при этом наблюдается в спектральных интервалах со слабым молекулярным поглощением, в так называемых окнах прозрачности и в крыльях полос поглощения.

3.9. Пространственно-временная стабильность содержания основного поглощения газа (CO_2 и O_2)

Одним из важнейших предложений, лежащих в основе рассматриваемого косвенного метода, является предположение о пространственно-временной стабильности содержания в атмосфере углекислого газа или кислорода. Что касается содержания O_2 в атмосфере, то по современным данным это предположение выполняется с высокой точностью до больших высот (до уровня диссоциации кислорода на высотах 90—100 км). Несколько более сложная картина наблюдается для CO_2 . Имеющиеся литературные данные говорят о том, что содержание CO_2 подвержено определенным временным и пространственным вариациям, причем данные различных авторов указывают на заметно отличные амплитуды этих вариаций.

Большинство измерений содержания CO_2 дают в целом по земному шару средние значения ~ 310 — 330 ppm. Кроме того, отмечается глобальная тенденция увеличения содержания CO_2 на 0,7—1,2 ppm в год. Локальные измерения в ряде работ обнаруживают заметные вариации CO_2 , причем не только вблизи поверхности земли, но и на больших высотах. Так, оптические измерения К. П. Василевского и др. [7] на аэростатах дали вертикальные профили содержания CO_2 в диапазоне высот 5—32 км в различные моменты времени, заметно отличающиеся друг от друга и обнаруживающие вертикальную изменчивость содержания углекислого газа. Если измерения 16/IX 1970 г. дали постоянное значение объемной концентрации $C = 320$ ppm на всех высотах, то 31/VII 1969 г и 12/VIII 1969 г. получены существенно отличные профили $C(p)$. В первом случае $C(p)$ изменялось от 280 до 380 ppm, во втором от 320 до 400 ppm. Таким образом, обнаруженные вариации составляли 120 ppm, т. е. 40% от среднего значения.

Значительные вариации содержания CO_2 ($\sim 20\%$) обнаружены в самолетных экспериментах [8] в диапазоне высот от 0,5 до 10 км. В указанной работе приведены пять типичных вертикальных профилей для различных типов погоды. Указывается также на значительное влияние облачности и водной поверхности на величины содержания CO_2 . В большинстве других работ, однако, зарегистрированные вариации содержания CO_2 (за исключением приземного слоя) оказались существенно меньше.

Таким образом, можно сделать предварительный вывод о том, что вариации содержания CO_2 в экстремальных ситуациях могут достигать 10—20% и, следовательно, влиять на точность решения задачи термического зондирования атмосферы. В связи с этим проблема пространственно-временных вариаций содержания CO_2 требует детального изучения в ближайшие годы, так как предположение о постоянстве содержания углекислого газа лежит в основе современных методов интерпретации радиационных измерений.

4. Численные оценки вариаций ядер интегральных уравнений

Практически при любой формулировке обратной задачи в ядра соответствующих интегральных уравнений входят коэффициенты поглощения или функции пропускания [1]. Коэффициенты поглощения в рассматриваемых спектральных диапазонах обусловлены поглощением большого числа спектральных линий, принадлежащих как основному поглощающему газу (CO_2 или O_2), так и второстепенным поглощающим газам (H_2O , O_3 , N_2O и т. д.). Параметры тонкой структуры, определяющие коэффициенты поглощения, зависят от параметров физического состояния (температуры, парциальных давлений и т. д.). Таким образом, расчеты ядер уравнения, проведенные для определенных моделей атмосферы, являются всегда некоторым приближением к истинным (в данный момент времени) значениям ядер. Приведем данные, характеризующие возможные реальные вариации функций пропускания и ядер интегральных уравнений за счет различных факторов и ошибок задания исходной информации.

4.1. Вариации содержания углекислого газа

Как упоминалось в 3.3, в настоящее время имеются данные, говорящие о возможности вариации содержания CO_2 на $\sim 20\%$. В табл. 2 приведены функции пропускания от верхней границы атмосферы до уровней с давлением p для трех спектральных интервалов 15 мкм полосы CO_2 и для двух значений C : $C = 0,032\%$ и $C = 0,040\%$.

Таблица 2

Функции пропускания $P_{\Delta,}(p)$ для двух значений C

P, мбар	$\nu, \text{см}^{-1}$					
	701		730		750	
	C_1	C_2	C_1	C_2	C_1	C_2
200	0,570	0,513	0,733	0,703	0,934	0,923
300	0,342	0,276	0,610	0,570	0,898	0,883
400	0,152	0,104	0,484	0,436	0,840	0,820
500	0,048	0,025	0,362	0,312	0,771	0,741
700	0,0023	0,006	0,189	0,146	0,620	0,576
850	0,0	0,0	0,106	0,074	0,508	0,457
1000	0,0	0,0	0,050	0,030	0,387	0,333

Как видно из таблицы, вариации $P_{\Delta}(\rho)$ достигают значений $\sim 0,05$, что может заметно влиять на точность решения обратной задачи (см. 5). Подобные же значения вариаций будут наблюдаться и для полосы CO_2 при 4,3 мкм.

4.2. Влияние температурной зависимости

Интенсивности и полуширины спектральных линий зависят от температуры. Это приводит к зависимости функций пропускания (и ядер уравнений) от температуры. Особенно большое влияние температуры наблюдается в крыле полосы поглощения CO_2 при 15 мкм. Так, например, для спектрального интервала, центрированного при 750 см^{-1} , изменения профиля температуры на 10 приводит к изменениям функций пропускания на $\sim 0,04-0,05$. Влияние температуры не так значительно для полосы CO_2 при 4,3 мкм.

4.3. Влияние «второстепенных» газов

На поглощение в спектральных интервалах, используемых при решении задачи термического зондирования, кроме основных газов (CO_2 или O_2) влияют «второстепенные» газы, содержащиеся в атмосфере: H_2O , O_3 и т. д. Особенно существенно влияние паров водяного пара. Так, например, вариации функций пропускания за счет вариаций содержания водяного пара, реально наблюдающихся в атмосфере в прозрачных каналах 15 мкм полосы CO_2 , могут достигать значений $\sim 0,1$ и более. Следует отметить, что это влияние (как и влияние температуры) можно учесть при комплексном подходе к решению обратных задач спутниковой метеорологии и уточнению ядер интегральных уравнений в процессе итерационного решения задачи.

4.4. Влияние погрешностей задания спектроскопической информации

В настоящее время наибольшее распространение при расчетах функций пропускания для решения задачи термического зондирования получил прямой метод расчета, основанный на частотном интегрировании монохроматического пропускания. Для его использования необходимо знание параметров тонкой структуры полос поглощения: положений ν_{0i} , интенсивностей S_{0i} , полуширин α_{0i} и формы контура линий поглощения $f(\nu - \nu_{0i})$. Расчеты этих параметров носят в настоящее время полуэмпирический характер и основаны, в частности, на привлечении той или иной экспериментальной информации. Оценки точности исходной спектроскопической информации позволяют указать на следующие средние цифры относительных погрешностей задания различных

параметров: $\frac{\Delta \nu_{01}}{\nu_{01}} < 1\%$ (в большинстве случаев имеется и более

точная информация, например, из экспериментальных измерений ν_{01}), $\Delta S_{01}/S_{01} \approx 5-10\%$, $\Delta \alpha_{01}/\alpha_{01} \approx 10-20\%$. Формула контура линий поглощения достаточно хорошо (в пределах $\sim 5-10\%$) определена в области вблизи центра линии, но известна значительно хуже в крыльях линий.

Приведенные выше цифры погрешностей задания параметров тонкой структуры, как показали специальные расчеты, могут приводить к ошибкам в функциях пропускания $\sim 0,05-0,1$. Это делает, в частности, необходимым проведение специальных сопоставлений лабораторных и натурных измерений прозрачности с теоретическими расчетами для коррекции исходной спектроскопической информации и разработки более совершенных методов ее расчета.

4.5. Влияние характеристик аппаратуры

При интерпретации спутниковых измерений уходящего теплового излучения необходимо использовать функции пропускания, рассчитанные для конкретных спектральных приборов. Это требует задания с высокой точностью таких характеристик приборов, как, например, аппаратная функция. В качестве количественной иллюстрации влияния характеристик прибора на функции пропускания приведем два конкретных примера. Расчеты $P_{\Delta\nu}$ для 15 мкм полосы CO_2 для двух типов аппаратной функции (прямоугольной и треугольной) при одинаковом спектральном разрешении показали, что вариации $P_{\Delta\nu}$ в этом случае могут достигать значений 0,06—0,14. Наконец, в табл. 3 приведены данные, характеризующие влияние спектрального разрешения $\Delta\nu$ для двух типичных спектральных интервалов в 15 мкм полосе CO_2 [9].

Таблица 3

Влияние спектрального разрешения ($\Delta\nu$) на функции пропускания

$\Delta\nu$ (см ⁻¹)	2,5	4,0	4,5	5,0	5,5	6	10
$P_{\Delta\nu}(\nu = 667,5 \text{ см}^{-1})$	0,143	0,218	0,236	0,251	0,265	0,279	0,357
$P_{\Delta\nu}(\nu = 627,5 \text{ см}^{-1})$	0,847	0,851	0,849	0,848	0,848	0,848	0,848

Как видно из приведенных данных, в центре полосы 15 мкм для точных вычислений функций пропускания ($\Delta P_{\Delta\nu} \approx 0,01$) требуется относительно высокая точность задания полуширины аппаратной функции ($\sim 0,25-0,30$ см).

5. Влияние на точность решения обратной задачи погрешностей в задании ядер интегральных уравнений

После анализа величин возможных вариаций функций пропускания перейдем к количественным оценкам их влияния на точность решения задачи термического зондирования атмосферы. При этом эти оценки будут получены как на основе численных экспериментов по замкнутой схеме, так и расчетов по специально выведенным формулам.

5.1. Численные эксперименты

В анализируемых экспериментах на ЭВМ решение прямой и обратной задачи осуществлялось при использовании «эталонного» и «возмущенного» ядер. В табл. 4 приведены данные, характеризующие влияние ошибок задания ядер на точность решения задачи термического зондирования атмосферы (σ_T и $\Delta T_{\max}$ — среднеквадратические и максимальные ошибки определения профиля $T(p)$ К при использовании метода статистической регуляризации [1]) для нескольких типичных профилей $T(p)$ [10].

Таблица 4

Характеристики точности восстановления

Профили температуры	Характеристика точности	Эталонное ядро		Возмущенное ядро	
		$\Delta = 0,5\%$	$\Delta = 1,0\%$	$\Delta = 0,5\%$	$\Delta = 1,0\%$
T_1	σ_T	2,1	2,8	3,7	4,0
	$\Delta T_{\max}$	3,3	5,8	6,2	7,4
T_2	σ_T	1,8	2,2	2,8	3,1
	$\Delta T_{\max}$	3,3	4,6	4,7	5,6
T_3	σ_T	1,5	1,8	2,8	3,0
	$\Delta T_{\max}$	2,9	3,0	4,5	5,4
T_4	σ_T	1,4	2,1	2,7	3,1
	$\Delta T_{\max}$	2,0	5,0	4,8	5,5
T_5	σ_T	1,1	1,6	2,5	2,7
	$\Delta T_{\max}$	2,8	3,2	4,3	5,2

Использованные в расчетах возмущения ядра соответствовали либо ошибке в задании концентрации $\text{CO}_2 \sim 20\%$, либо неточностям в задании $q_{\text{H}_2\text{O}}(p) \sim 40\%$, либо, наконец, использованию при расчетах ядер температурного профиля, отличающегося от истинного на $\sim 15\text{--}20\text{ K}$.

Как видно из данных табл. 4, наличие ошибок в ядре интегрального уравнения указанных выше типов приводит к заметной потере точности восстановления температуры по сравнению с решением задачи с эталонным ядром: величины σ_T увеличиваются на $\sim 1\text{--}2\text{ K}$. При этом наблюдается также «сглаживание» зависимости точности восстановления от ошибок измерений уходящего излучения. (В табл. 4 приведены данные для двух уровней относительной ошибки измерений излучения Δ : 0,5 и 1,0%). Из этого следует важный вывод о том, что при наличии заметных ошибок в задании функций пропускания повышение точности измерений не приводит к существенному повышению точности косвенного метода.

Для иллюстрации изменчивости ошибок восстановления по вертикали приведем результаты специальных численных экспериментов. В этих экспериментах возмущения ядра моделировали ошибки, обусловленные неточным заданием вертикальных профилей влажности атмосферы. В силу известных особенностей формирования уходящего теплового излучения в 15 мкм полосе CO_2 максимальные вариации функций пропускания наблюдались при этом в относительно прозрачных спектральных интервалах, достигая $\sim 10\%$ абсолютного пропускания. Численные эксперименты были проведены для большого числа профилей $T(p)$. В табл. 5 приведены среднеквадратические ошибки восстановления для ряда профилей $T(p)$ при $\sigma_j = 0,5\text{ эрг}/(\text{см}^2 \cdot \text{с} \cdot \text{ср} \cdot \text{см}^{-1})$ (усреднение проводилось по 10 реализациям случайной ошибки), для которых наблюдалось максимальное влияние возмущений в ядре интегрального уравнения.

Как видно из таблицы заметное ухудшение точности восстановления температуры (1° и более) при данном типе возмущений наблюдается на двух-трех нижних уровнях в тропосфере.

5.2. Оценки на основе формул для погрешностей косвенного метода

Задача термического зондирования формулируется как задача обращения системы линейных уравнений:

$$\delta I = A\delta T + \varepsilon, \quad (1)$$

где δI — величина, связанная с результатами измерений; ε — случайная ошибка измерений с известной ковариационной матрицей $\hat{\Sigma}$; δT — искомый профиль отклонений температуры от начального приближения. Решение обратной задачи строится методом

Таблица 5

Среднеквадратические ошибки восстановления температуры

p , мбар		1000	850	700	600	500	400	300	200	100	70	50	20	10	5
T_6	Эталонное ядро	0,74	0,73	1,37	1,04	1,31	1,61	1,45	1,39	0,33	1,53	0,43	0,45	2,32	1,32
	Возмущенное ядро	3,02	3,38	2,55	1,01	1,48	1,89	1,43	1,19	0,62	1,73	0,41	0,46	2,71	0,90
T_7	Эталонное ядро	2,22	0,82	0,82	0,89	1,13	1,07	2,74	1,52	1,56	1,00	1,38	1,30	0,73	7,97
	Возмущенное ядро	3,23	1,79	0,53	0,83	1,15	1,25	2,62	1,57	1,69	1,07	1,59	0,69	0,59	8,22
T_8	Эталонное ядро	2,64	2,11	0,55	1,33	1,50	3,15	1,94	0,62	1,46	3,86	1,11	1,75	7,11	3,41
	Возмущенное ядро	7,60	3,76	1,92	1,48	2,35	2,38	1,82	0,56	0,78	3,43	1,13	1,32	6,30	2,13

регуляризации [1] по заданному ядру A и заданной ковариационной матрице температуры K_{TT} . В силу рассмотренных ранее причин истинное ядро может отличаться от используемого при обращении задачи ($A = A + \delta A$).

Решение обратной задачи ищется в виде разложения по некоторому базису u_i :

$$\delta T = \sum_i c_i u_i. \quad (2)$$

В качестве базиса u_i , согласно работам В. П. Козлова [15, 16], целесообразно взять собственные вектора матрицы $K_{TT}G$, где

$$G = A^* \hat{\Sigma}^{-1} A \quad (3)$$

(* — знак транспонирования).

Регуляризованное решение δT_α при параметре регуляризации α имеет вид

$$\delta T_\alpha = \sum_i \frac{\lambda_i}{\lambda_i + \alpha} (u_i, A^* \hat{\Sigma}^{-1} \delta J) u_i, \quad (4)$$

где λ_i — собственные значения матрицы $K_{TT}G$.

Подставляя в (4) выражение для δJ в виде (1), получим

$$\begin{aligned} \delta T_\alpha = & \sum_i \frac{\lambda_i}{\lambda_i + \alpha} c_i u_i + \sum_i \frac{\lambda_i}{\lambda_i + \alpha} [\sum_j c_j (u_i A^* \hat{\Sigma}^{-1} \delta A u_j)] u_i + \\ & + \sum_i \frac{\lambda_i}{\lambda_i + \alpha} \varepsilon_i u_i, \end{aligned} \quad (5)$$

где $c_i = (\delta T, G u_i)$ — коэффициенты разложения (2) точного решения δT по векторам u_i ; $\varepsilon_i = (A^* \hat{\Sigma}^{-1} \varepsilon, u_i)$ — разложение ошибки по собственным векторам u_i .

Вычитая из (5) точный профиль в виде (2) и проводя соответствующие преобразования, можно получить следующую формулу для ковариаций ошибок восстановления δT :

$$\begin{aligned} E(\Delta_\alpha^2) = \text{cov}(\delta T_\alpha - \delta T) = & \sum_i \sum_k \left\{ \left(\frac{\lambda_i}{\lambda_i + \alpha} \right)^2 \delta_{ik} + \frac{\lambda_i \alpha^2}{(\lambda_i + \alpha)^2} \delta_{ik} + \right. \\ & + (-1) \frac{\alpha \lambda_i \lambda_k}{(\lambda_i + \alpha)(\lambda_k + \alpha)} [(A^* \hat{\Sigma}^{-1} \delta A u_i, u_k) + (A^* \hat{\Sigma}^{-1} \delta A u_k, u_i)] + \\ & + \frac{\lambda_i \lambda_k}{(\lambda_i + \alpha)(\lambda_k + \alpha)} \sum_j \lambda_j (A^* \hat{\Sigma}^{-1} \delta A u_j, u_i) (A^* \hat{\Sigma}^{-1} \delta A u_j, u_k) \Big\} u_i u_k^* \quad (6) \\ & (\delta_{ij} = 1 \text{ при } i = j, \quad \delta_{ij} = 0 \text{ при } i \neq j), \end{aligned}$$

Отдельные члены суммы в фигурных скобках (6) определяют роль различных эффектов в полной ошибке решения. Первый член определяет случайную ошибку решения и его величина убывает с ростом α . Остальные члены суммы определяют систематическую ошибку. Так, второй член — систематическая ошибка решения при $\delta A = 0$, он растет с ростом параметра регуляризации α . Третий и четвертый члены определяют влияние погрешности задания ядра δA на ошибку решения. Причем четвертый член определяет дисперсию ошибки, обусловленной наличием ненулевой ошибки ядра δA , а третий член характеризует ковариацию случайных ошибок при $\delta A = 0$ и ошибок, обусловленных только δA .

С помощью формулы (6) были проведены расчеты различных составляющих ошибки для случая восьмиканальных измерений в 15 мкм полосе CO_2 и вариаций δA , соответствующих возмущению, использованному в численных экспериментах, результаты которых приведены в табл. 5.

Таблица 6

Средние характеристики точности косвенного метода

p	Систематические ошибки, $\delta A = 0$	Систематические ошибки, $\delta A \neq 0$	Общие ошибки, $\delta A = 0$	Общие ошибки, $\delta A \neq 0$
10	1,85	1,88	2,25	2,27
20	1,06	1,07	1,42	1,43
30	0,49	0,50	0,71	0,71
50	0,74	0,75	0,88	0,88
70	0,62	0,63	0,77	0,77
100	0,59	0,62	0,73	0,76
200	1,05	1,05	1,19	1,19
300	1,36	1,54	2,12	2,24
400	1,17	1,37	1,39	1,55
500	0,87	1,06	1,27	1,40
600	0,95	1,03	1,23	1,28
700	0,75	0,94	0,95	1,09
850	1,00	1,83	1,48	2,13
1000	1,76	2,20	2,00	2,40

В табл. (6) приведены значения систематических ошибок для случаев $\delta A = 0$ и $\delta A \neq 0$ при $\sigma_j = 0,5 \text{ эрг}/(\text{см}^2 \cdot \text{с} \cdot \text{ср} \cdot \text{см}^{-1})$, а также полных ошибок. Из таблицы видно, что на верхних уровнях атмосферы увеличение ошибки составляет сотые доли градуса, в то время как в тропосфере это увеличение достигает десятых (максимум приращения ошибки наблюдается на уровне

850 мбар и составляет 0,83 K). Такой характер проведения приращения ошибок обусловлен соответствующим типом возмущения δA . В случае сравнения полных ошибок восстановления температуры разница достигает десятых долей градуса (максимум составляет 0,65 K при $p = 850$ мбар) на нижних уровнях тропосферы. Еще большее влияние ошибок δA наблюдается для случая «точных измерений». Отметим, что данные табл. 6 относятся к средним вариациям точности косвенного метода, в то время как в табл. 5 приведены примеры экспериментального влияния ошибок задания ядра для отдельных температурных профилей.

Таким образом, приведенные данные, полученные различными методами, говорят о заметном влиянии ошибок задания радиационной модели на точность термического зондирования атмосферы.

6. Основные выводы

1. При решении задачи термического зондирования приходится иметь дело с различными ошибками (как по физической природе, так и по их величине) в задании радиационной модели атмосферы. В связи с этим одним из важнейших факторов, лимитирующих точность косвенного метода, в настоящее время является присутствующие при интерпретации спутниковых измерений уходящего излучения ошибки в задании ядер соответствующих интегральных уравнений.

2. Анализ различных источников возникновения этих ошибок показал их большое разнообразие, что диктует необходимость использования различных подходов для минимизации их влияния. Так, например, целый ряд факторов (далеко не всегда хорошо изученных) обусловлен самой физической природой переноса теплового излучения. К ним можно отнести возможные нарушения условий ЛТР, изменчивость содержания CO_2 в атмосфере, влияния аэрозолей и т. д. В этом направлении целесообразны дальнейшие теоретические и экспериментальные исследования, которые позволили бы оценить влияние этих факторов на точность решения обратной задачи. В том случае, если их влияние существенно, необходимо в значительной степени пересмотреть идеологию метода и дополнить состав спутниковых и прямых измерений.

3. Большое количество факторов, приводящих к ошибкам в задании радиационной модели атмосферы, связаны с отсутствием в настоящее время адекватных количественных данных о разнообразных параметрах взаимодействия электромагнитного излучения с реальной атмосферой и их функциональных зависимостей. Специальный комплекс натурных, лабораторных и теоретических исследований, тщательно спланированных и осуществленных, может позволить существенно уменьшить воздействие ошибок такого рода на точность косвенного метода.

4. Величины вариаций весовых функций в реальной атмосфере изменяются в довольно широких пределах, достигая 10% и более от максимальных значений весовых функций в экстремальных случаях. Такие вариации эквивалентны «эффективному шуму» в измерениях соизмеримому и даже превышающему современный уровень экспериментальных ошибок регистрации уходящего теплового излучения.

5. Оценки влияния погрешностей в задании радиационной модели атмосферы показывают сложный характер их влияния на точность косвенного метода. При реально наблюдающихся в настоящее время ошибках в задании весовых функций увеличение погрешностей восстановления температуры может составлять 1—2 К. Необходимы дальнейшие исследования в этом направлении, которые позволят, с одной стороны, сформулировать требования к точности задания радиационной модели атмосферы, а с другой, — оценить более объективно потенциальную точность косвенного метода.

ЛИТЕРАТУРА

1. Белов В. Ф. и др. Результаты самолетных исследований содержания углекислого газа в тропосфере. — «Метеорология и гидрология», 1975, № 10, с. 51—57.
2. Бярюлина М. С., Тимофеев Ю. М. О влиянии аэрозоля и солнечного излучения на формирование уходящего излучения в области полосы CO_2 с $\lambda = 4,3$ мкм. — В кн.: Проблемы физики атмосферы, 1979, вып. 16, (ЛГУ).
3. Василевский К. П. и др. Спектральные исследования содержания углекислого газа в атмосфере на высоте до 32 км. — «Изв. АН СССР, серия физики атмосферы и океана», 1975, т. 11, № 4, с. 412—414.
4. Делер В., Тимофеев Ю. М., Шпенкух Д. О функциях пропускания полосы CO_2 15 мкм. — В сб.: Проблемы физики атмосферы. Изд. ЛГУ, 1975, с. 36—43.
5. Козлов В. П. О восстановлении высотного профиля температуры по спектру уходящей радиации. — «Изв. АН СССР, физика атмосферы и океана», 1966, т. 2, № 3, с. 137—148.
6. Козлов В. П. Численное восстановление высотного профиля температуры по спектру уходящей радиации и оптимизация метода измерений. «Изв. АН СССР, физика атмосферы и океана», 1966, т. 2, № 12, 1230—1234.
7. Кондратьев К. Я., Тимофеев Ю. М. Термическое зондирование атмосферы со спутников. Л., Гидрометеонадат, 1970. 410 с.
8. Покровский О. М., Тимофеев Ю. М. Сравнение методик интерпретации в задаче термического зондирования атмосферы. — «Изв. АН СССР, физика атмосферы и океана», 1971, т. VII, № 1, с. 12—17.
9. Швед Г. М. Перенос излучения в колебательно-вращательных полосах линейных молекул при нарушении локального термодинамического равновесия. — «Астрономический журнал», 1974, т. 51, вып. 4, с. 348—356.
10. Lorenz D. Die radiometrische Messung der Bodennud Wasseroberflächen Temperature und ihre Anwendung insbesondere auf dem Gebiet der Meteorologie. — Zeitschrift für Geophysik, 1973, Band 39, s. 627—703.

В. П. КОЗЛОВ (ЛГУ)

УСТОЙЧИВОСТЬ РЕШЕНИЯ ОБРАТНЫХ ЗАДАЧ АТМОСФЕРНОЙ ОПТИКИ К ВАРИАЦИЯМ ЯДРА

При анализе обратных задач, в частности спутниковой метеорологии [1, 2, 3], обычно предполагается точное знание ядра соответствующего интегрального уравнения. В этом предположении формулируются как конкретные методы решения [4, 5], так и методы анализа информативности обратной задачи в целом [6, 7, 8]. На практике, однако, это условие выполняется сравнительно редко, особенно для задач из области атмосферной оптики. Обычно реальная задача в той или иной степени редуцируется к более или менее адекватной модели. Целью настоящей работы является попытка проанализировать влияние неадекватности модели с различных точек зрения, включая как анализ информативности, так и тесно связанный с ним процесс решения обратной задачи. В качестве метода решения мы рассмотрим метод регуляризации [9, 10, 11] в некоторой специальной формулировке, допускающей ряд естественных обобщений. Вопрос о том, в какой мере приводимые результаты связаны с выбором того или иного метода решения, остается в настоящее время открытым.

1. Структура полезной информации и регуляризация на информационном спектре задачи

Для удобства изложения приведем специальную формулировку метода регуляризации, в которой наиболее отчетливо проявляется его связь с информационной структурой задачи. Исходную обратную задачу сформулируем как задачу решения операторного уравнения

$$y = Ax + \varepsilon, \quad (1)$$

где $x \in X$ — элемент некоторого функционального пространства X , представляющий искомую функцию; $y, \varepsilon \in Y$ — элементы, вообще говоря, другого пространства Y , представляющие набор исходных данных и помеху соответственно,* A — некоторый интегральный оператор из X в Y (основной оператор задачи).

* Пространство Y можно сразу представлять себе в виде конечномерного векторного пространства, если рассматривается дискретный набор исходных данных.

Шум ε считается обычно случайным и подчиненным гауссовскому распределению с параметрами

$$E\varepsilon = 0, \quad E\varepsilon\varepsilon^+ = \Sigma$$

(Σ — ковариационный оператор шумового процесса, $+$ означает переход к сопряженному пространству).

Задача (1) порождает в пространстве решений X метрический оператор

$$G = A^+ \Sigma^{-1} A, \quad (2)$$

являющийся аналогом информационной матрицы Фишера [12] и определяющий информационное расстояние (и норму) с помощью соответствующей квадратичной формы $(x, Gx) = \|x\|_G^2$ (см. [6]).

Для регуляризации задачи (1) используется другой самосопряженный оператор H в пространстве решений X , определяющий квадратичную форму

$$(x, Hx) \quad (3)$$

и характеризующий «априорную информацию» о решении в том смысле, что допустимость решения x определяется величиной квадратичной формы (3). Интерпретация квадратичной формы (3) различна в зависимости от того, какой метод регуляризации используется. При «обычной» регуляризации [9, 10] вид оператора H диктуется желаемыми свойствами решения (ограниченность, гладкость и т. п.), тогда как в статистических методах [11, 13] H^{-1} интерпретируется как ковариационный оператор, соответствующий априорному вероятностному распределению в пространстве X . Так или иначе решение «регуляризованной» задачи ищется из условия

$$(y - Ax, \Sigma^{-1}(y - Ax)) + \alpha (x, Hx) = \min,$$

что эквивалентно

$$Gx + \alpha Hx = A^+ \Sigma^{-1} y. \quad (4)$$

Вопрос о выборе параметра регуляризации α мы сейчас не обсуждаем, рассматривая (4) как семейство задач с параметром α .

Будем исследовать решение задачи (4) в специальном согласованном (информационном) базисе, образованном собственными функциями пучка квадратичных форм [6]:

$$GH^{-1}Gu - \lambda Gu = 0,$$

или, что эквивалентно, оператора $C = H^{-1}G$:

$$Cu = \lambda u. \quad (5)$$

Решением проблемы собственных значений (5) является набор неотрицательных собственных чисел

$$\lambda_1 > \lambda_2 > \dots > 0 \quad (6)$$

и соответствующих собственных функций

$$u_1, u_2, \dots \quad (7)$$

Для простоты изложения мы будем считать ниже, что все собственные значения (6) различны и не равны нулю* (нуль является точкой сгущения спектра, т. е. $\lambda_a \rightarrow 0$, $a \rightarrow \infty$, если оператор A вполне непрерывный). В этом случае система (7) образует базис пространства X . Этот базис обладает замечательным свойством двойной ортогональности:

$$(u_a, Gu_b) = 0, \quad (8a)$$

$$(u_a, Hu_b) = 0, \lambda_a \neq \lambda_b. \quad (8b)$$

Выбирая нормировку

$$(u_a, Gu_a) = 1, \quad (9a)$$

получаем

$$\lambda_a (u_a, Hu_a) = 1. \quad (9b)$$

Свойства (8.9), как мы сейчас увидим, делают базис (7) весьма удобным при исследовании обратной задачи (1). Принципиальная роль этого базиса состоит в том, что составляющие искомой функции вдоль направлений базиса оказываются независимыми и независимо оцениваемыми величинами, т. е. описывают вполне независимые фрагменты полезной информации, получаемой в ходе интерпретации соответствующего эксперимента. Количественные оценки информативности выражаются при этом через собственные числа (6). Например, количество информации по Шеннону [14] определяется формулой

$$J = \frac{1}{2} \sum_{a=1}^{\infty} \log(1 + \lambda_a),$$

тогда как другая полезная мера информативности — «информационный объем» [6] выражается в виде

$$V = \left[\prod_{\lambda_a > 1} \lambda_a \right]^{1/2}.$$

Приведенные соображения позволяют назвать спектр оператора S информационным спектром задачи (1) — (4).

* Общий случай получается предельным переходом $\lambda \rightarrow 0$, $a > \lambda$, однако излагаемая ниже теория слабо зависит от деталей поведения спектра в окрестности нуля.

Будем искать решение задачи (4) в виде разложения по базису (7)

$$x = \sum_a \xi_a u_a. \quad (10)$$

Легко видеть, что в этом случае задача (4) распадается на систему независимых уравнений

$$\xi_a (\lambda_a + \alpha) = \lambda_a (A^+ \Sigma^{-1} y, u_a), \quad a = 1, 2, \dots, \quad (4a)$$

т. е. решение в форме (10) имеет вид

$$x_a = \sum_a \frac{\lambda_a}{\lambda_a + \alpha} (A^+ \Sigma^{-1} y, u_a) u_a. \quad (11)$$

Нашей ближайшей целью будет получить количественные характеристики точности регуляризованного решения (11), с тем чтобы в дальнейшем исследовать поведение этих характеристик при возмущении основного оператора A задачи (1). Выразим для этого решение (11) через «точное» решение x (представляющее истинное состояние объекта измерения) и независимые ошибки измерения ε , тогда

$$x_a - x = - \sum_a \frac{\alpha}{\lambda_a + \alpha} \xi_a u_a + \sum_a \frac{\lambda_a}{\lambda_a + \alpha} \zeta_a u_a, \quad (12)$$

где $\xi_a = (x, G u_a)$ — коэффициенты разложения точного решения x по базису $\{u_a\}$; $\zeta_a = (A^+ \Sigma^{-1} \varepsilon, u_a)$ — независимые случайные величины, подчиненные стандартному нормальному распределению с параметрами (0,1).

Как видно из формулы (12), отклонение регуляризованного решения x_a от искомого x состоит из двух независимых составляющих. Первая сумма в правой части (12) представляет систематическую ошибку, зависящую от истинного состояния x , и может быть записана с помощью операции условного математического ожидания:

$$E_x x_a - x = - \sum_a \frac{\alpha}{\lambda_a + \alpha} \xi_a u_a, \quad (13)$$

где E_x означает усреднение по распределению шумов при фиксированном x .

Вторая сумма в (12) является случайной ошибкой, она не зависит от истинного состояния x и определяется через информационные инварианты задачи $\{\lambda_a u_a\}$ и параметр α .

Коэффициенты $\lambda_a/(\lambda_a + \alpha)$ и $\alpha/(\lambda_a + \alpha)$ в соответствующих членах сумм, определяющих случайную и систематическую ошибки решения, могут рассматриваться как значения функции

$$\theta_a(\lambda) = \lambda/(\lambda + \alpha) \quad (14)$$

(и ее дополнения $1 - \theta_\alpha(\lambda)$) на информационном спектре $\{\lambda_\alpha\}$. Роль этой «регулирующей функции» состоит в подавлении случайных помех, как легко видеть из (12), неизбежным следствием которого является смещение (13). В принципе любая функция $\theta(\lambda)$, обладающая свойствами:

- 1) $0 \leq \theta(\lambda) \leq 1$,
- 2) $\theta(\lambda) \rightarrow 0, \lambda \rightarrow 0$,

может служить для целей регуляризации. Выбор подходящей функции регуляризации определяется в первую очередь желательными свойствами решения. Например, выбирая [6]

$$\theta(\lambda) = \begin{cases} 1 & \lambda \geq 1, \\ 0 & \lambda < 1, \end{cases}$$

получаем решение, несмещенное относительно информационно-обусловленных компонент ($\lambda_\alpha \geq 1$). Другой вид регуляризующей функции

$$\theta_\alpha(\lambda) = 1 - \exp(-\lambda/\alpha)$$

предлагался в работе [15]. Хотя все дальнейшее рассмотрение будет проведено для функции регуляризации вида (14), оно очевидным образом обобщается на все другие способы регуляризации решения на информационном спектре.

Возвращаясь к отклонению (12), заметим, что его величина может быть оценена различными способами. В частности, задавая некоторое «типичное» решение x , можно изучать локальное поведение смещения (13), кроме того независимо могут быть найдены статистические характеристики (моменты) случайной составляющей решения. Более удобно, однако, изучать отклонение (12) в какой-либо специальной метрике, согласованной с задачей (1). Это позволяет, с одной стороны, выразить результаты в относительно компактной форме и, кроме того, получить оценки сразу для целого класса допустимых решений x . В качестве такой метрики мы выберем информационную метрику

$$\|x\|_G^2 = (x, Gx),$$

в которой указанные оценки приобретают особенно простой вид. Введем обозначения

$$\Delta^2 = E_x \|x_\alpha - x\|_G^2 = \|E_x x_\alpha - x\|_G^2 + E_x \|x_\alpha - E_x x_\alpha\|_G^2 = \Delta_s^2 + \Delta_r^2,$$

где последнее равенство является определением систематического (Δ_s) и случайного (Δ_r) среднеквадратических отклонений. Тогда, используя ортогональность базиса $\{u_\alpha\}$ в метрике $\|\cdot\|_G$, получаем

$$\Delta_s^2 = \sum_\alpha \left(\frac{\alpha}{\lambda_\alpha + \alpha} \right)^2 \xi_\alpha^2, \quad (15a)$$

$$\Delta_r^2 = \sum_\alpha \left(\frac{\lambda_\alpha}{\lambda_\alpha + \alpha} \right)^2. \quad (15b)$$

Второе из соотношений (15) определяет информационную норму случайной ошибки как функцию от параметра регуляризации α , вид которой однозначно определяется набором собственных чисел $\{\lambda_a\}$. Так как в соотношение для Δ^2 входит неизвестное точное решение задачи x , представляет интерес оценить Δ в зависимости от степени «допустимости» этого решения, которая, как уже отмечалось, обычно выражается в терминах квадратичной формы (x, Hx) . Действительно, используя ортогональность базиса $\{u_a\}$ относительно этой квадратичной формы, можно получить следующую полезную оценку:

$$\Delta^2 = \|E_x x_\alpha - x\|_G^2 \leq \frac{\alpha}{4} (x, Hx). \quad (16)$$

Оценка (16) получается в базисе $\{u_a\}$ как следствие очевидного неравенства

$$\sqrt{\lambda_a} \leq (\lambda + \alpha)/2$$

и, вообще говоря, является точной (т. е. знак равенства достигается для некоторого x).

При получении (16) использовано тождество

$$(x, Hx) = \sum_a \frac{\xi_a^2}{\lambda_a},$$

являющееся следствием (96).

Как видно из (16), систематическая ошибка пропорциональна величине α и тем больше, чем менее допустимым (менее адекватным исходной априорной статистике) является истинное решение x .

Так как случайная ошибка (156) монотонно убывает с ростом α , существует единственное значение α , при котором в оценке суммарной ошибки

$$\Delta^2 \leq \frac{\alpha}{4} (x, Hx) + \sum_a \left(\frac{\lambda_a}{\lambda_a + \alpha} \right)^2 \quad (17)$$

правая часть неравенства достигает минимального значения. Указанное соображение может использоваться при «априорном» выборе параметра регуляризации α в отличие от обычно применяемых методов выбора α в процессе решения.

2. Теория возмущений для информационного оператора $C = H^{-1}G$

Как мы видели выше, решение обратной задачи (1)–(4), оценки точности этого решения и оценки информативности задачи в целом могут быть выражены через инварианты $\{\lambda_a, u_a\}$ инфор-

мационного оператора $C = H^{-1}G$, определяющие структуру и количественные характеристики полезной информации, получаемой в ходе решения, а точнее содержащейся в исходных экспериментальных данных. Вариации основного оператора A задачи (1) приводят к соответствующим вариациям этих инвариантов, и нашей ближайшей задачей будет вычислить эти последние в рамках теории возмущений. Будем исходить из невозмущенной задачи на собственные значения (5) и рассмотрим возмущение

$$A \rightarrow \tilde{A} = A + \delta A \quad (18)$$

основного оператора A . Это возмущение входит в (5) в виде возмущения метрического оператора G :

$$\tilde{G} = A + \Sigma^{-1} \tilde{A} = G + \delta G, \quad (19)$$

где $\delta G = A + \Sigma^{-1} \delta A + \delta A + \Sigma^{-1} A + \delta A + \Sigma^{-1} \delta A$.

Записывая возмущенную задачу в виде

$$H^{-1} \tilde{G} \tilde{u}_a = \tilde{\lambda}_a \tilde{u}_a, \quad (\tilde{u}_a, \tilde{G} \tilde{u}_a) = 1, \quad (5a)$$

обычными методами теории возмущений получаем следующие формулы для собственных чисел $\{\tilde{\lambda}_a\}$ и собственных векторов $\{\tilde{u}_a\}$ в первом порядке по возмущению метрического оператора δG :

$$\tilde{\lambda}_a = \lambda_a (1 + [\delta G]_{aa}), \quad (20a)$$

$$\tilde{u}_a = \left(1 - \frac{1}{2} [\delta G]_{aa}\right) u_a + \sum_{a \neq b} \frac{\lambda_b}{\lambda_a - \lambda_b} [\delta G]_{ab} u_b, \quad (20b)$$

где $[\delta G]_{ab} = (u_a, \delta G u_b)$ — матричный элемент оператора возмущения в невозмущенном базисе.

Как видно из соотношений (20), любое возмущение оператора A выражается в некотором «относительном» возмущении информационного спектра:

$$(\tilde{\lambda}_a - \lambda_a) / \lambda_a = [\delta G]_{aa}, \quad a = 1, 2, \dots,$$

так что условие малости возмущения имеет вид

$$[\delta G]_{aa} \ll 1, \quad a = 1, 2, \dots \quad (21)$$

Принимая во внимание (20b), условие (21) гарантирует также малость изменения собственных векторов, так как

$$[\delta G]_{ab}^2 \ll [\delta G]_{aa} [\delta G]_{bb} \ll 1.$$

Особенностью информационного спектра в практических обратных задачах является быстрое убывание собственных чисел с их номером, так что соседние собственные числа часто имеют

разный порядок величины. Структура формул (20) показывает, что эта особенность сохраняется под действием возмущения: если все матричные элементы $[\delta G]_{aa}$ равномерно сравнимы с единицей, абсолютный порядок величин собственных чисел практически не изменится.

Возмущение базиса можно характеризовать «матрицей поворота» базиса

$$(\tilde{u}_a, Gu_b) = \begin{cases} 1 - \frac{1}{2} [\delta G]_{aa}, & b = a, \\ \frac{\lambda_b}{\lambda_a - \lambda_b} [\delta G]_{ab}, & b \neq a. \end{cases} \quad (22)$$

Так как собственные числа $\{\lambda_a\}$ упорядочены и резко различаются по величине, то «старшие» компоненты базиса оказываются значительно устойчивее «младших» — фактор $\lambda_b/(\lambda_a - \lambda_b)$ подавляет повороты «старших» элементов базиса в сторону «младших» ($b > a$, $\lambda_b < \lambda_a$) компонент. Поскольку основная полезная информация связана именно со старшими компонентами, то можно заключить, что ее структура оказывается устойчивой по отношению к вариациям ядра.

Типичной ситуацией, когда применимо приведенное выше рассмотрение, является использование некоторого модельного оператора A^0 вместо неизвестного точно оператора A в уравнении (1) с целью анализа информативности обратной задачи. Если при этом будет гарантирована равномерная малость матричных элементов

$$[A^0 + \Sigma^{-1} A^0 - A + \Sigma^{-1} A]_{aa} \ll 1, \quad a = 1, 2, \dots,$$

хотя бы для «старших» компонент $\{\lambda_a^0, \lambda_a^0 > 1\}$, информационная структура реальной задачи может быть полностью исследована с помощью модельного ядра. При этом точность оценки количественных информационных характеристик может быть установлена с помощью приведенных выше соотношений.

3. Влияние вариаций ядра на регуляризованное решение. Информационная норма возмущения

На практике весьма часто распространена ситуация, когда процесс фактического решения обратной задачи (1) — (4) строится в рамках некоторого модельного приближения для оператора A . При применении этого процесса к реальным данным, связанным с искомым решением оператором $A' = A + \delta A$

$$y' = A'x + e, \quad (1a)$$

появляется дополнительное, по сравнению с рассмотренными в п. 1, отклонение в определении искомого решения. В этом слу-

чае речь идет не об изменении информационных инвариантов $\{\lambda_a, u_a\}$ — они определяются модельным оператором A и, поскольку модель фиксирована, должны считаться заданными, — а просто об ошибке некоторого фиксированного алгоритма.

Подставляя в регуляризованное решение (11) вместо элемента y , описывающего исходные данные модельной задачи, реальные данные y' по (1a), получаем вместо (12):

$$x'_a - x = - \sum_a \frac{\alpha}{\lambda_a + \alpha} \xi_a u_a + \\ + \sum_a \sum_b \frac{\lambda_a}{\lambda_a + \alpha} \xi_b (A + \Sigma^{-1} \delta A u_b, u_a) u_a + \sum_a \frac{\lambda_a}{\lambda_a + \alpha} \xi_a u_a, \quad (23)$$

где использованы те же обозначения, что и в (12). Сравнивая (23) и (12), обнаруживаем, что неточность модели проявляется в появлении дополнительной систематической ошибки

$$E_x x'_a - x = - \sum_a \frac{\alpha}{\lambda_a + \alpha} \xi_a u_a + \\ + \sum_a \sum_b \frac{\lambda_a}{\lambda_a + \alpha} (A + \Sigma^{-1} \delta A u_b, u_a) \xi_b u_a, \quad (24)$$

тогда как случайная составляющая остается прежней.

Оценим, как и ранее, норму систематической ошибки в метрике $\|\cdot\|_G$. Аналогично (15a) с помощью (24) имеем

$$\Delta_s'^2 = \|E_x x'_a - x\|_G^2 = \sum_a \left(\frac{-\alpha}{\lambda_a + \alpha} \xi_a + \frac{\lambda_a}{\lambda_a + \alpha} Q_a \right)^2, \quad (25)$$

где использовано обозначение

$$Q_a = \sum_b (A^* \Sigma^{-1} \delta A u_b, u_a) \xi_b.$$

После возведения в квадрат правая часть (25) распадается на три слагаемых, каждое из которых мы будем оценивать независимо:

$$\Delta_s'^2 = \sum_a \left(\frac{\alpha}{\lambda_a + \alpha} \right)^2 \xi_a^2 - 2 \sum_a \frac{\alpha \lambda_a}{(\lambda_a + \alpha)^2} Q_a \xi_a + \\ + \sum_a \left(\frac{\lambda_a}{\lambda_a + \alpha} \right)^2 Q_a^2 = \Delta_1^2 + 2\Delta_{12} + \Delta_2^2, \quad (26)$$

где для удобства введены специальные обозначения для отдельных членов. Первый член Δ_1^2 представляет систематическую ошибку*

ку невозмущенной модельной задачи Δ_2^2 (15а) и оценивается с помощью неравенства (16). Для оценки третьего члена Δ_3^2 используем неравенство Шварца в форме

$$Q_a^2 \leq (x, Hx) \sum_b \lambda_b (A + \Sigma^{-1} \delta A u_b, u_a)^2.$$

Далее, применяя почленно это же неравенство с учетом (9а)

$$\begin{aligned} (A + \Sigma^{-1} \delta A u_b, u_a)^2 &= (\Sigma^{-1} \delta A u_b, A u_a)^2 \leq \\ &\leq (\Sigma^{-1} \delta A u_b, \delta A u_b) (\Sigma^{-1} A u_a, A u_a) = [\delta A + \Sigma^{-1} \delta A]_{bb}, \end{aligned}$$

получаем окончательно

$$Q_a^2 \leq (x, Hx) \|\delta A\|^2, \quad (27)$$

где введено специальное обозначение

$$\|\delta A\|^2 = \sum_b \lambda_b [\delta A + \Sigma^{-1} \delta A]_{bb} \quad (28)$$

для операторной нормы возмущения δA . Используя оценку (27) и принимая во внимание обозначение (15б), находим оценку третьего слагаемого в (26):

$$\Delta_3^2 \leq (x, Hx) \|\delta A\|^2 \Delta_2^2. \quad (29)$$

При оценивании второго слагаемого Δ_{12} в правой части (26) мы будем считать, что два набора переменных $\{\xi_a\}$ и $\{\xi_b\}$, входящие один непосредственно в сумму Δ_{12} , а другой — в сумму Q_a , независимо пробегает множество значений $\{\xi_a : \sum_a \xi_a^2 / \lambda_a = (x, Hx)\}$.

Ясно, что от этого максимальное значение Δ_{12} может только увеличиться. Итак, рассматривая сначала Δ_{12} как линейную форму от одного набора $\{\xi_a\}$, используя легко получаемое с помощью множителей Лагранжа соотношение

$$\max_a \sum_a \xi_a = (x, Hx)^{1/2} \sum_a l_a^2 \lambda_a, \quad \sum_a \xi_a^2 / \lambda_a = (x, Hx)$$

и оценку (27), находим

$$\Delta_{12} \leq (x, Hx) \|\delta A\| \alpha \varphi(\alpha) \leq (x, Hx) \|\delta A\| \frac{\sqrt{\alpha}}{2} \Delta_2, \quad (30)$$

где обозначено

$$\varphi^2(\alpha) = \sum_a \frac{\lambda_a^2}{(\lambda_a + \alpha)^4}.$$

Второе из неравенств (30) несколько слабее, но упрощает запись окончательного результата.

Комбинируя (16), (29) и (30), приходим к двум подчиненным оценкам для систематического уклонения (26):

$$\begin{aligned}\Delta_s^2 &\leq (x, Hx) \left(\frac{\alpha}{4} + 2\alpha \varphi(\alpha) \|\delta A\| + \Delta_r^2 \|\delta A\|^2 \right) \leq \\ &\leq (x, Hx) \left(\frac{\sqrt{\alpha}}{2} + \Delta_r \|\delta A\| \right)^2, \quad (31)\end{aligned}$$

заменяющим оценку (16) при наличии операторного возмущения δA . Соответственно вместо оценки (17) для полного уклонения Δ'^2 получаем

$$\begin{aligned}\Delta'^2 = E_x \|x'_a - x\|_G^2 &\leq (x, (Hx)) \left(\frac{\alpha}{4} + 2\alpha \varphi(\alpha) \|\delta A\| + \Delta_r^2 \|\delta A\|^2 \right) + \\ &+ \Delta_r^2 \leq (x, Hx) \left(\frac{\sqrt{\alpha}}{2} + \Delta_r \|\delta A\| \right)^2 + \Delta_r^2. \quad (32)\end{aligned}$$

Таким образом, отклонение реального оператора задачи A' от модельного оператора A , используемого в процессе решения уравнения (1), выражается в увеличении систематической ошибки регуляризованного решения на величину, определяемую операторной нормой (28) разностного оператора $\|A' - A\|$.

Заметим, что в отличие от «абсолютной» операторной нормы, определяемой природой пространств X и Y , норма (28) согласована с информационной структурой задачи (1). Матричные элементы $[\delta A + \Sigma^{-1} \delta A]_{bb}$ квадратичного разностного оператора взвешиваются в (28) с помощью собственных чисел $\{\lambda_b\}$, так что норма (28) учитывает в основном действие разностного оператора δA на «старшие» элементы информационного базиса $\{u_b\}$. Поэтому возможны случаи, когда большая по абсолютной норме ошибка в ядре оператора A^* приводит в схеме регуляризации к относительно небольшим дополнительным ошибкам в решении. Например, обычно первые (старшие) члены информационного базиса описываются более гладкими функциями, т. е. число перемен знака собственной функции u_b возрастает с номером b . В этом случае большие, но быстро осциллирующие возмущения ядра должны давать малые проекции на первые элементы базиса, т. е. норма (28), а с ней и ошибка решения, будут также малы. Плавные возмущения ядра дают проекции в основном на первые элементы базиса и потому наиболее опасны. Численный пример такой ситуации приведен в работе [16], в которой исследовалось влияние неточного знания комплексного показателя преломления частиц при восста-

* В большинстве обратных задач спутниковой метеорологии оператор A является интегральным, так что вместо вариаций (отклонений) оператора можно говорить о вариациях (отклонениях) ядра.

новлении распределения этих частиц по размерам на основе измерений угловой функции рассеяния. Оказалось, что ошибка в вещественной части показателя преломления, которой соответствует большая быстро осциллирующая ошибка ядра, как функция радиуса частиц, мало сказывается на результирующей функции распределения, тогда как ошибка в мнимой части показателя преломления дает плавные разностные ядра и, соответственно, большие ошибки в функции распределения частиц.

Рассматривая с помощью (31) поведение дополнительной систематической ошибки в зависимости от параметра α , видим, что в отличие от «основной» систематической ошибки (16) она ведет себя в целом подобно случайной ошибке $\Delta_r(\alpha)$, т. е. убывает с ростом α , хотя и не обязательно монотонно. Это приводит, вообще говоря, к смещению оптимальных* значений α в сторону увеличения**.

В целом, анализируя отдельные составляющие в правой части неравенств (31) и (32), можно получить определенные выводы о допустимости той или иной степени неадекватности модельного оператора задачи. Фиксируя тип отклонения ядра модельной задачи, например в результате пренебрежения определенным физическим механизмом, с помощью полученных результатов можно оценить количественные ограничения на величину этого отклонения. Таким же образом может быть оценен вклад ошибок математической аппроксимации ядра уравнения (линеаризация ядра, использование приближенных формул для функции пропускания и т. п.).

Автор благодарен Ю. М. Тимофееву за стимулирующие дискуссии, а также М. С. Малкевичу за обсуждение различных сторон проблемы неадекватности модели.

ЛИТЕРАТУРА

1. Twomey S. Indirect measurements of atmospheric temperature profiles from satellites: II. Mathematical aspects of the inversion problem. *Monthly Weather Rev.*, 1966, v. 94, № 6, p. 363—366.
2. Малкович М. Г., Татарский В. И. Определение вертикального профиля температуры атмосферы по уходящему излучению в полосе поглощения CO_2 . — «Космические исследования», 1965, т. 3, в. 3, 444 с.
3. Кондратьев К. Я., Тимофеев Ю. М. Термическое зондирование атмосферы со спутников. Л., Гидрометеоиздат, 1970. 410 с.
4. Westwater E. R., Strand O. N. Minimum-rms Estimation of the Numerical Solution of a Fredholm Integral Equation of the First Kind. *STAMJ. Numer. Anal.* 1968, v. 5, № 2.
5. Покровский О. М. Об одном устойчивом методе решения обратных задач атмосферной оптики. — В сб.: Проблемы физики атмосферы. Изд. ЛГУ, 1970, вып. 8, с. 134—138.

* Под оптимальными мы здесь понимаем значения α , соответствующие минимуму правой части неравенства (32).

** Это зависит от локального поведения функции $\varphi(\alpha)$, поэтому в отдельных случаях возможны «аномальные» отрицательные смещения.

6. Козлов В. П. О восстановлении высотного профиля температуры по спектру уходящей радиации. — «Изв. АН СССР, Физика атмосферы и океана», 1966, т. 2, № 10, с. 137—148.
7. Westwater E. R., Strand O. N. Statistical Information Content of Radiation Measurements used in Indirect Sensing. *J. of the Atmosph. Sci.* 1968, v. 25, p. 750—758.
8. Покровский О. М. Об оптимальных условиях косвенного зондирования атмосферы. — «Изв. АН СССР, Физика атмосферы и океана», 1969, т. 5, № 12, с. 1324—1326.
9. Тихонов А. Н. О решении некорректно поставленных задач и методе регуляризации. — «ДАН СССР», 1963, т. 151, № 3, с. 501.
10. Phillips D. L. Technique for the Numerical Solution of Certain Integral Equations of the First Kind. *J. Assoc. Comput. Machinery*, 1962, v. 9, № 1, p. 84.
11. Турчин В. Ф. Решение уравнения Фредгольма I рода в статистическом ансамбле гладких функций. — «Ж. выч. мат. и мат. физики», 1967, т. 7, № 6, с. 1270.
12. Линник Ю. В. Метод наименьших квадратов и основы теории обработки результатов наблюдений. М., Физматгиз, 1962.
13. Турчин В. Ф., Козлов В. П., Малкевич М. Г. Использование методов математической статистики для решения некорректных задач. — «УФН», 1970, т. 102, в. 3, с. 345—386.
14. Гельфанд И. М., Яглом А. М. О вычислении количества информации о случайной функции, содержащейся в другой такой функции. — «УМН», 1957, 12, 3.
15. Яковлев А. А. Об использовании априорных моделей при решении обратных задач. — «Изв. АН СССР, Физика атмосферы и океана», 1974, т. 10, в. 11, с. 1214—1216.
16. Шифрин К. С., Гашко В. А. Восстановление функций распределения частиц по размерам при неточной информации о коэффициенте преломления частиц. — «Изв. АН СССР, Физика атмосферы и океана», 1974, т. 10, в. 9, с. 943—949.

В. В. РОЗАНОВ (ЛГУ)

ОБ ИСПОЛЬЗОВАНИИ АПРИОРНОЙ ИНФОРМАЦИИ ДЛЯ ИСКЛЮЧЕНИЯ ВЛИЯНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ ГАЗОВОГО СОСТАВА АТМОСФЕРЫ

Одним из аспектов воздействия человеческого общества на природную среду является интенсивное газовое и аэрозольное загрязнение атмосферы. Изменение естественного газового состава атмосферы приводит к изменению различных характеристик природной среды и, как следствие, нарушению экологического равновесия, которое может носить глобальный характер. Принимая во внимание, что в настоящее время, к сожалению, далеко не всегда прилагается достаточно усилий для ограничения и контроля за вредными промышленными выбросами, необходимо своевременное прогнозирование последствий газовых и аэрозольных загрязнений. Получение научно обоснованных прогнозов возможно лишь на основе адекватных моделей, учитывающих многообразные динамические, фотохимические и радиационные процессы, протекающие в атмосфере. Построение подобных моделей требует обширной глобальной информации о вертикальных профилях содержания малых газовых составляющих, а также их временных и пространственных вариациях.

Получение всей необходимой информации возможно, на наш взгляд, только при использовании косвенных методов зондирования атмосферы со спутников и орбитальных станций.

Принимая во внимание, что измерения со спутников могут осуществляться при различных геометриях эксперимента (надир, наклонные трассы) и в широком интервале спектра от ультрафиолетового участка до радиоволнового, остановимся лишь на возможности использования измерений уходящего теплового излучения и инфракрасной области спектра на скользящих трассах.

Для интенсивности $I_{\Delta\nu}(h_0)$ уходящего излучения в наклонном направлении в спектральном интервале $\Delta\nu$ можно записать выражение

$$I_{\Delta\nu}(h_0) = \int_{s_1}^{s_2} B_{\tau}[T(s)] \frac{\partial P_{\Delta\nu}(h_0, s, s_2)}{\partial s} ds, \quad (1)$$

где $B_{\nu}[T(s)]$ — функция Планка для средней частоты ν в интервале $\Delta\nu$; $P_{\Delta\nu}(h_0, s, s_2)$ — функция пропускания от точки наблюдения (верхней границы атмосферы) до произвольной точки s вдоль линии визирования; $T(s)$ — профиль температуры; h_0 — минимальное расстояние луча от поверхности планеты. Функция пропускания $P_{\Delta\nu}$ является нелинейным функционалом от характеристик состава атмосферы, например от отношения смеси j -го газа [1]. (Влияние температуры на $P_{\Delta\nu}$ для фундаментальных переходов обычно невелико и в данной работе не учитывается.)

Уравнение (1) содержит наряду с искомой функцией $q_j(s)$ еще, вообще говоря, неизвестный профиль температуры $T(s)$. Так как современная точность методов термического зондирования, которые доставляют информацию о распределении температуры, составляет 2—3 К [1, 2], то это в существенной степени будет лимитировать точность определения состава атмосферы [3, 4]. Поэтому в работе [5] нами была предложена методика исключения влияния температуры при решении обратной задачи относительно $q_j(s)$. Напомним, что предложенный метод основан на использовании одновременных измерений уходящего излучения в полосе поглощения искомой газовой компоненты и в полосе поглощения CO_2 (или O_2). Численные эксперименты показали, что методика весьма эффективно работает в диапазоне высот $h_0 \geq 25+30$ км. Однако, учитывая то, что несомненный интерес представляет также информация о содержании малых газовых составляющих (включая озон) и в области нижней стратосферы (высоты 10+25 км), ниже рассматривается новый вариант методики, позволяющий значительно точнее исключать влияние температуры в нижней стратосфере.

Из уравнения (1) легко получить соотношение для определения неизвестной функции пропускания $P_{\Delta\nu}(h_0, s_1, s_2)$, если воспользоваться теоремой о среднем:

$$P_{\Delta\nu}(h_0, s_1, s_2) = 1 - I_{\Delta\nu}(h_0) B_{\nu}^{-1}[T_1^*(h_0)]. \quad (2)$$

Это соотношение позволяет определить $P_{\Delta\nu}$ на всей трассе формирования излучения, если известна эффективная температура T_1^* , которая зависит в свою очередь от профиля температуры $T(s)$ и распределения содержания $q_j(s)$. Получим оценку T_1^* , используя данные об измерениях уходящего излучения в полосе CO_2 и априорную информацию о средних профилях содержания искомого газа и температуры.

Следуя методике, изложенной в [5], определим эффективные температуры в полосе поглощения искомой газовой компоненты и в полосе поглощения CO_2 следующим образом:

$$T_i^*(h_0) = \frac{c_2 \nu_i}{\ln [1 + c_1 \nu_i^3 (1 - P_{\Delta \nu_i}(h_0)) \cdot I_{\Delta \nu_i}^{-1}(h_0)]} \quad (3)$$

где i принимает значения 1 и 2 (1 — относится к искомой составляющей, 2 — к двуокиси углерода); $P_{\Delta \nu_i}(h_0)$ — полное пропускание атмосферы для заданной прицельной высоты.

Так как эффективные температуры T_i^* являются функционалами от $q_j(s)$ и $T(s)$, то их можно разложить в ряд Тейлора для функционалов. Ограничиваясь линейными членами разложения по $\delta q_j(s)$ и $\delta T(s)$ и пренебрегая зависимостью T_2^* от $\delta q_{\text{CO}_2}(s)$, можно записать:

$$\left. \begin{aligned} T_1^* &= T_1^*[\bar{q}_j(s), \bar{T}(s)] + \int_{s_1}^{s_2} \frac{\delta T_1^*[q_j(\xi), T(\xi)]}{\delta q_j(s)} \bigg|_{\bar{q}_j, \bar{T}} \delta q_j(s) ds + \\ &+ \int_{s_1}^{s_2} \frac{\delta T_1^*[q_j(\xi), T(\xi)]}{\delta T(s)} \bigg|_{\bar{q}_j, \bar{T}} \delta T(s) ds, \\ T_2^* &= T_2^*[\bar{T}(s)] + \int_{s_1}^{s_2} \frac{\delta T_2^*[T(\xi)]}{\delta T(s)} \bigg|_{\bar{T}} \delta T(s) ds, \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

где чертой сверху обозначены соответствующие средние значения, а $\delta(\cdot)/\delta(\cdot)$ вариационные производные.

Численные эксперименты, проведенные в [5], показывают, что с хорошей степенью точности выполняется следующая интегральная оценка:

$$\int_{s_1}^{s_2} \frac{\delta T_2^*[T(\xi)]}{\delta T(s)} \bigg|_{\bar{T}} \delta T(s) ds = \int_{s_1}^{s_2} \frac{\delta T_1^*[q_j(\xi), T(\xi)]}{\delta T(s)} \bigg|_{\bar{q}_j, \bar{T}} \delta T(s) ds. \quad (5)$$

Это соотношение позволяет записать функцию Планка от неизвестной температуры T_1^* следующим образом:

$$\begin{aligned} B_1[\hat{T}_1^*] &= B_1\{T_1^*[\bar{q}_j(s), \bar{T}(s)] + (T_2^*[\bar{T}(s)] - T_2^*[T(s)])\} + \\ &+ \int_{s_1}^{s_2} \frac{\delta B_1[q_j(\xi), T(\xi)]}{\delta q_j(s)} \bigg|_{\bar{q}_j, \bar{T}} \delta q_j(s) ds, \end{aligned} \quad (6)$$

где $\hat{T}_1^*$ — оценка истинной эффективной температуры T_1^* , а

$$T_2^*[T(s)] - T_2^*[\bar{T}(s)] \approx \int_{s_1}^{s_2} \frac{\delta T_1^*[q_j(\xi), T(\xi)]}{\delta T(s)} \bigg|_{\bar{T}} \delta T(s) ds.$$

В этой формуле член $B_1[\bar{T}_1^* + \Delta T_2^*]$ учитывает отклонение эффективной температуры, обусловленное отклонением истинной температурной стратификации от ее среднего значения, а интегральный член — отклонение, вызванное отличием $q_j(s)$ от среднего значения концентрации поглощающего газа.

Подставим полученное выражение для функции $B_1[T_1^*]$ в (2), раскладывая в ряд функцию пропускания $P_{\Delta,}(h_0, s_1, s_2)$ по $\delta q_j(s)$ и ограничиваясь линейными членами, получим следующее линеаризованное интегральное уравнение для определения $\delta q_j(s)$:

$$\int_{s_1}^{s_2} \left[(1 - P_1) \frac{\delta \hat{B}_1[q_j(\xi), T(\xi)]}{\delta q_j(s)} \bigg|_{\bar{q}_j, \bar{T}} - B_1(\bar{T}_1^*) \frac{\delta P_1[q_j(\xi)]}{\delta q_j(s)} \bigg|_{\bar{q}_j} \right] \delta q_j ds = \\ = I_1 - B_1(\bar{T}_1^*) (1 - \bar{P}_1). \quad (7)$$

Здесь использовано обозначение

$$\hat{T}_1^* = \bar{T}_1^* + (T_2^*[T(s)] - T_2^*[\bar{T}(s)]).$$

Раскрывая первую вариационную производную в (7), получаем окончательный вид интегрального уравнения для определения $\delta q_j(s)$:

$$\int_{s_1}^{s_2} \left\{ - \int_{s_1}^s \frac{\delta P_1[q_j(\xi)]}{\delta q_j(s)} \bigg|_{\bar{q}_j} \frac{\partial B_1[T(\xi)]}{\partial \kappa} d\kappa + \right. \\ \left. + (B_1[\bar{T}_1^*] - B_1[\hat{T}_1^*] - B_1[T(s_1)]) \frac{\delta P_1[q_j(\xi)]}{\delta q_j(s)} \bigg|_{\bar{q}_j} \right\} \delta q_j ds = \\ = I_1 - B_1(\hat{T}_1^*) (1 - \bar{P}_1). \quad (8)$$

Полученное интегральное уравнение содержит одновременно оба этапа решения обратной задачи (исключение влияния температуры и определение искомого профиля поглощающего газа) и поэтому является удобной математической основой для постановки и решения задачи оптимизации измерений.

Принимая во внимание, что решение приведенного интегрального уравнения может быть получено, например, одним из известных методов [6, 7], укажем здесь только характеристики точности первого этапа решения задачи (исключения влияния температуры).

В таблице приведены данные численного расчета истинных эффективных температур по формуле (3) в полосе поглощения озона ($\nu = 1075 \text{ см}^{-1}$, $\Delta\nu = 50 \text{ см}^{-1}$) и в полосе поглощения CO_2

($\nu = 730 \text{ см}^{-1}$, $\Delta\nu = 50 \text{ см}^{-1}$). Расчеты излучения и прозрачности атмосферы были выполнены на основе интегральной формы уравнения переноса (1), статистической модели для функции пропускания, среднего профиля содержания O_3 и отклонения температурной стратификации атмосферы на 5° от среднего значения [8]. Черта над T_1^* означает, что соответствующая величина рассчитана для среднего профиля температуры.

h_0 , км	T_1^*	$\bar{T}_1^*$	$T_2^* - \bar{T}_2^*$	$\hat{T}_2^*$, К
4,08	231,27	226,36	4,98	231,34
12,8	227,4	222,47	4,99	227,46
25,0	229,74	224,82	4,97	229,79
31,0	236,71	231,76	5,0	236,76
37,0	248,65	243,68	5,04	248,72
46,0	265,34	260,37	4,95	265,32

Из таблицы видно, что различие между истинной эффективной температурой T_1^* и ее оценкой $\hat{T}_1^*$ не превосходит $\sim 0,06^\circ$ для всей области прицельных высот. Это доказывает, что предложенный вариант методики значительно эффективнее предыдущего и не требует мультиспектральных измерений в полосе поглощения CO_2 .

ЛИТЕРАТУРА

1. Кондратьев К. Я., Тимофеев Ю. М. Термическое зондирование атмосферы со спутников. Л., Гидрометеиздат, 1970. 410 с.
2. Малкевич М. С. Оптические исследования атмосферы со спутников. М., «Мир», 1973. 303 с.
3. Розанов В. В., Тимофеев Ю. М. О возможности определения содержания CH_4 и N_2O в атмосфере на основе интерпретации измерений спектрально-угловой структуры теплового излучения. — «Изв. АН СССР, ФАО», 11, № 10, 1975, с. 1066—1069.
4. Ruesell J. M., Drayson S. R. The Inference of atmospheric ozone using satellite horizon measurements in the 1042 см^{-1} band. J. Atm. Sci. 29, 376, 1972.
5. Тимофеев Ю. М., Розанов В. В. Об использовании измерений уходящего теплового излучения для определения вертикальных профилей малых газовых составляющих атмосферы. «Изв. АН СССР, ФАО», 12, № 9, 1976.
6. Турчин В. Ф., Козлов В. П., Малкевич М. С. Использование методов математической статистики для решения некорректных задач. — «УФН», 102, № 3, 1970.
7. Тихонов А. Н., Арсенин В. Я. Методы решения некорректных задач. «Наука», М., 1974.
8. Mc Clatchey R. A., Fenn R. W., Selby J. E. A. et al. Optical Properties of the Atmosphere (Third Edition). AFCRL-72-0497, 24 Aug. 1972, Env. Res. Papers, № 411.

В. З. ДАЧКОВСКИЙ, В. А. КЛЮШКИН, А. Н. КОСТЮЧЕНКО,
В. Л. ПУСТЫНСКИЙ, Е. Б. ХОЙХИН, И. М. ЦУМАНОВ (ЦНИИ АСУ ГА)

СИНТЕЗ ОБОБЩЕННОГО АЛГОРИТМА СОСТАВЛЕНИЯ АВИАРАСПИСАНИЯ НА ЭВМ

Расписание движения самолетов является основным документом, регламентирующим деятельность гражданской авиации.

Независимо от того, какими методами составляется авиарасписание, оно должно удовлетворять ряду важных требований. Задача составления авиарасписания, в целом, сводится к увязке рейсов в единое расписание с учетом ограничений по транспортной сети, самолетному парку, условий безопасности и регулярности движения, коммерческих требований и др.

Наиболее естественным, глобальным критерием для расписания была бы максимизация прибыли от летной работы по выполнению запланированных рейсов. Однако корректное построение такого функционала прибыли наталкивается на ряд принципиальных осложнений, ввиду явно противоречивого характера многих из учитываемых факторов. Например, с одной стороны, рейсам необходимо назначать коммерчески выгодное время отправления (т. е. учитывать коммерческие требования), с другой стороны, эти рейсы надо выполнить определенным количеством самолетов, т. е. учитывать ограничения по самолетному парку (СП).

Кроме того, в расписании всегда учитываются некоторые общехозяйственные директивы, что диктуется общей политикой в области транспорта, требованиями увязки с другими видами транспорта, учетом местных условий и т. д.

Таким образом, задачу составления расписания надо представлять как типичную многоцелевую задачу, относящуюся к большим системам. Как известно, в подобных ситуациях приходится определять приоритет одних показателей перед другими, разбивать задачу на этапы (уровни) и при решении очередного этапа производить оптимизацию по локальному критерию. В качестве примера такого подхода можно привести разбиение рассматриваемой задачи составления расписания на ряд локальных задач, главными из которых являются три задачи, получившие условные наименования «Маршрут», «График» и «Прокладка».

Между этими задачами существуют обратные связи, призванные компенсировать неточности, возникающие в процессе декомпозиции, и обеспечить синтез обобщенного алгоритма составления авиарасписания. Рассмотрим эти задачи.

1. Задача «Маршрут»

Задача сводится к оптимальному составлению так называемых рейсовых эталонов. В рейсовом эталоне, отображающем рейс из плана движения самолетов, определяются пространственные и летно-временные характеристики всех входящих в него беспосадочных полетов, а именно:

- трасса беспосадочного полета с перечислением всех составляющих ее точек схождения и пересечения воздушных трасс;
- суммарное и участковое расстояние вдоль трассы;
- техническая скорость заданного в рейсе самолета;
- средний вдоль трассы полета эквивалентный ветер;
- летное время от аэропорта взлета до аэропорта посадки.

Необходимость в таких расчетах диктуется, с одной стороны, относительно большой периодичностью моментов составления расписания — один (или несколько) раз в год, за время действия которого существенно изменяются некоторые входные параметры, влияющие на величину летного времени. Так, например, структура перечней воздушных трасс претерпевает изменения в среднем каждые 10—15 дней. С другой стороны, это объясняется достаточно большим числом новых авиалиний в i -ом расписании по сравнению с $i-1$ расписанием, подобного рода расчеты по которым вообще не производились.

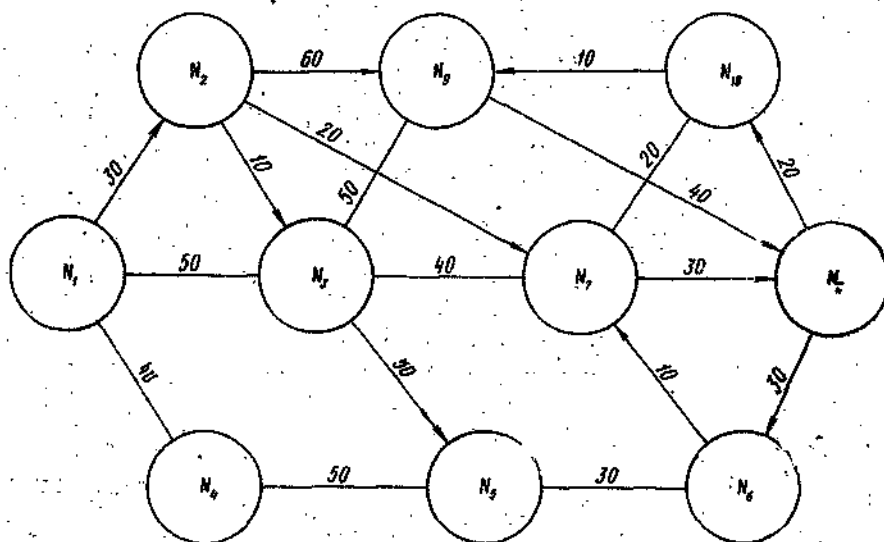
Целями задачи «Маршрут» являются заблаговременное (до ввода расписания в действие) предоставление летным службам подразделений ГА навигационно-штурманских расчетов и информирование служб управления воздушным движением (УВД) и служб других ведомств о характере выполнения полетов гражданской авиации по расписанию.

При решении этих задач учитываются перечни воздушных трасс на международных, союзных и местных авиалиниях, принятая в ГА система эшелонирования, нормативы характеристик набора — снижения и технических скоростей летательных аппаратов, сезонные характеристики эквивалентного ветра, нормативы предельной суточной пропускной способности наиболее загруженных точек схождения и пересечения воздушных трасс.

Известно, что эффективность реализации любого математического метода на ЭВМ во многом зависит от конструкции машинного алгоритма. Необходимо отметить, что не менее важную роль при этом играют также способы организации, хранения и доступа в памяти ЭВМ к элементам информации, участвующим в последовательности машинных операций, и, собственно, определяющим

суть алгоритма. Рассмотрим на конкретном примере машинный алгоритм реализации метода Форда—Фалкерсона в самом общем виде [6, 8].

Задан граф на десять вершин: $N_1, N_2, \dots, N_{10}$ (см. рисунок). Ребра, отмеченные стрелками, направлены. Цифры, относящиеся к ребрам, указывают их длину. Требуется найти кратчайшие связи вершины N_1 с остальными девятью вершинами графа, запомнив при этом проходимый путь (через какие вершины следует маршрут).



Заданная структура графа на десять вершин

Определим несколько положений, лежащих в основе алгоритма.

Всякий раз, когда очередная вершина N_i находится в рассмотрении, будем называть ее центральной на данном шаге вычислений, расстояние до нее из N_1 известно и равно S_{1-i} . Все m вершин, имеющие одностороннюю связь с центральной, будем называть смежными вершинами. Тогда на каждом шаге последовательно определяются расстояния из N_1 до всех смежных вершин:

$$S_{1-m} = S_{1-i} + S_{i-j}, \quad (j = \overline{1, m}), \quad (1.1)$$

где S_{i-j} — длина ребра, связывающего центральную вершину со смежной.

При получении «текущего» расстояния до смежной вершины производится его сравнение с ранее определенным. Если текущее

расстояние оказывается меньшим, то в этом случае выполняется следующее (обязательно в указанном порядке):

а) старое расстояние заменяется в массиве текущих S_{min} (табл. 1) на меньшее с одновременной записью обратной связи, то есть «вместе» с текущим S_{min} указывается также центральная на данном шаге вершина. Место занесения (порядковый номер строки в табл. 1) определяется номером смежной вершины;

б) после замены расстояния на меньшее смежная вершина ставится на очередь. Под очередью понимается последовательность ввода вершин в рассмотрение или, другими словами, очередность вершин, в которой они получают право называться центральными на данном шаге. Чтобы поставить смежную вершину на очередь, необходимо знать номер вершины, последней в очереди. В табл. 2 показано, в каком порядке вершины становятся на очередь. На самом деле в памяти ЭВМ всегда будет только одна запись: номер той вершины, которая была поставлена в очередь последней. Допустим, что последней на очередь была поставлена вершина с номером N_q и возникла необходимость поставить на очередь вершину N_k . По номеру N_k определяется строка в таблице очередности (табл. 3), где она анализируется на ноль:

— если нуля нет, следовательно вершина N_k была поставлена на очередь на более раннем шаге и еще не рассматривалась в качестве центральной. Поэтому вполне достаточно того, что мы заменили расстояние до нее на меньшее, так как в дальнейшем пересчет из этой вершины гарантируется ее присутствием в «середине» очереди;

— если ноль есть — значит вершина N_k не стоит в «середине» очереди. В этом случае N_k сравнивается с N_q . При $N_k \neq N_q$ в строке с номером N_q записывается N_k (табл. 3), затем N_q заменяется на N_k (табл. 2). При $N_k = N_q$ никаких действий не выполняется.

Если найденное до смежной вершины расстояние равно или больше ранее полученного, то определяется расстояние до следующей смежной вершины и т. д. до тех пор пока все расстояния до m смежных вершин не будут рассмотрены и проанализированы. На этом данный шаг считается законченным.

Очередной шаг начинается с определения центральной вершины: номер предыдущей центральной вершины определяет строку в таблице очередности, содержимое которой — вершина, стоящая первой в очереди, становится центральной на данном шаге и помещается в табл. 4. Одновременно, она же снимается с очереди: записывается ноль в табл. 3. В программном плане все шаги из таблиц (кроме шага «0») образуют цикл. На шаге «0» производится несколько операций для того, чтобы цикл начал выполняться, а именно:

а) в таблицу расстояний (табл. 1) заносятся заведомо большие расстояния без обратной связи. Вершина N_1 исходная, в первой строке ставится ноль;

Таблица 1

Вершины	Шаг											Оконча- тельный результат
	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
N_1	0, —											0, —
N_2	∞ , —	30, N_1										30, N_1
N_3	∞ , —	50, N_1	40, N_2									40, N_2
N_4	∞ , —	40, N_1										40, N_1
N_5	∞ , —			90, N_3								90, N_3
N_6	∞ , —							120, N_6	110, N_6			110, N_6
N_7	∞ , —		50, N_2									50, N_2
N_8	∞ , —					130, N_8	80, N_7					80, N_7
N_9	∞ , —		90, N_2							80, N_{10}		80, N_{10}
N_{10}	∞ , —						70, N_7					70, N_7

Таблица 2

Шаг	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Номер вершины	N_1	N_2 N_3 N_4	N_5 N_6 N_7	N_8	N_9	N_{10}	N_6	N_6	N_6	N_9		

Таблица 3

Вершины	Шаг										
	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10 11
N_1		N_2	0								
N_2		N_3		0							
N_3		N_4			0						
N_4			N_5			0					
N_5						N_6			0		
N_6									N_9		0
N_7				N_8				0			
N_8							N_{10}			0	
N_9			N_7				0				
N_{10}								N_6			0

Таблица 4

Шаг	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Номер вершины, длина	$N_1, 0$	$N_1, 0$	$N_2, 30$	$N_3, 40$	$N_4, 40$	$N_5, 90$	$N_7, 50$	$N_6, 90$	$N_8, 80$	$N_{10}, 70$	$N_9, 110$	$N_6, 80$ 0 → Конеч

б) вершина N_1 без занесения в таблицу очередности отмечается в табл. 2 как последняя (и пока единственная), ставшая на очередь;

в) вершина N_1 назначается центральной на первом шаге.

Как уже отмечалось, очередь в рассматриваемом алгоритме представляет из себя цепной список вершин. Поэтому, если номер очередной извлекаемой вершины окажется равным нулю, то это будет означать, что ни одной вершины нет в очереди и, следовательно, алгоритм полностью реализован.

Недостатками приведенного машинного алгоритма являются полный перебор ребер графа и повторный перебор ребер из тех вершин, расстояния до которых уменьшились.

В задаче «Маршрут» определяются цепи (трассы) между отдельными парами вершин (аэропортов). Наличие в такой цепи известной конечной вершины (аэропорта посадки), а также применение особенностей алгоритма Дijkstra [7], позволило построить машинный алгоритм, исключив названные недостатки.

На начальном этапе составления расписания машинным способом определяются наикратчайшие трассы. Сеть воздушных трасс интерпретируется ориентировочным мультиграфом, вершинами которого являются множества аэропортов и точек схождения и пересечения воздушных трасс, а дугами — прямолинейные участки воздушных трасс. Кратность и ориентация дуг объясняется необходимостью формализовать в удобной для машинного алгоритма форме обобщенную картину правил выполнения полетов.

Рассмотрим некоторые из этих правил.

Во-первых, при составлении расписания приходится иметь дело с рейсами международного, центрального и местного расписаний, а следовательно, и с соответствующими перечнями воздушных трасс. Взаимосвязь рейсов и перечней не однозначна. Например, по участку из союзного перечня могут быть разрешены полеты по международному и центральному расписаниям, но запрещены по местному. Во-вторых, схема полета самолета включает в себя элементы набора высоты, горизонтального полета и снижения, выполнение которых разрешено (или запрещено) на каждом участке перечней воздушных трасс в зависимости от степени технической оснащенности средств управления воздушным движением (УВД) в данном районе. В-третьих, как известно, сфера воздушного пространства разделяется между самолетами гражданской авиации и летательными аппаратами других ведомств. Это находит свое отражение не только в изломах траектории самой трассы полета, но и в дискретности разрешенных для полетов самолетов ГА эшелонов. Следовательно, при определении трассы полета необходимо учитывать конкретный типаж самолета с соответствующими ему режимами набора высоты, горизонтального полета и снижения.

Таким образом, весь технологический процесс определения наикратчайших трасс в задаче «Маршрут» представляет из себя эффективный машинный алгоритм, включающий использование известных математических методов и соответствующих эвристических правил выполнения полетов.

Расписание движения самолетов регламентирует работу и загрузку общей системы УВД. Из ряда требований, предъявляемых к расписанию, на первое место выдвигаются требования обеспечения безопасности полетов, наиболее важным из которых является требование системы УВД, заключающееся в необходимости планирования загрузки сети воздушных трасс с учетом ее пропускной способности. Выполнение этого требования позволяет обеспечивать запас разрешающей способности собственно УВД, который может быть использован при увеличении плотности реального самолето-потока из-за различных возмущений.

Учет пропускной способности сети воздушных трасс, в соответствии с принятой технологией составления расписания на ЭВМ, сводится к поэтапному учету интегральных и локальных норм безопасности.

Локальными будем называть такие правила, которые точно фиксируют количество операций (взлетов, посадок, пролетов) в узком временном интервале. В настоящее время этот интервал принят равным пяти минутам. Требования локального характера целесообразно закладывать в расписание, если возмущения малы и управляемость самолетами ограничена, как, например, при взлете и посадке, или наборе высоты и снижении.

Интегральными назовем такие правила, которые ограничивают лишь общее число самолетов, пролетающих данный пункт в течение заданного (более длительного) интервала времени. Так, может быть задано ограничение: через данную точку схождения и пересечения воздушных трасс должно пролететь не более K самолетов в любой из последовательных промежутков времени длины Δ . Чем выше степень интегральности, т. е. чем больше длина промежутка Δ при фиксированной плотности $K(\Delta)$, тем данное ограничение является более «либеральным» и допускает больше потенциально конфликтных ситуаций.

В задаче «Маршрут» учитываются интегральные нормы безопасности с длиной Δ в 24 часа.

Ниже рассматривается задача «Прокладка», где правила безопасности становятся более «жесткими».

На полет самолета существенное влияние оказывает воздушная среда, в частности ветер. Не затрагивая подробностей его вычисления на ЭВМ, перечислим узловые моменты расчета:

— используются месячные розы ветров — исходные статистические данные, собранные метеослужбой за период 7—10 лет по 96 метеостанциям СССР и некоторым зарубежным метеостанциям северного полушария на 25 высотах с интервалом по высоте в 1 км;

— производится расчет сезонных характеристик ветра по метеостанциям на базе месячных роз ветра на 25 высотах;

— осуществляется приведение сезонных характеристик ветра метеостанциям непосредственно к участкам воздушных трасс на 25 уровнях (высотах). Здесь используется классический способ интерполяции методом наименьших квадратов с привлечением элементов сферической геометрии;

— выполняется расчет эквивалентного ветра для конкретного беспосадочного полета с учетом излома траектории трассы по отношению к полю ветра на заданной крейсерским режимом высоте и с учетом сезонной активности рейса.

Затем, используя полученную дальность беспосадочного полета, эквивалентный ветер и нормативные значения технической скорости самолета в зависимости от дальности беспосадочного полета, подсчитывается летное время.

Напомним, что до сих пор фигурировали только наикратчайшие, наиболее экономичные трассы.

Однако практика показала, что если придерживаться только экономических позиций, то в некоторых точках схождения и пересечения воздушных трасс возникает превышение предельной суточной пропускной способности. В точке пространства, где это нарушение зафиксировано, необходимо произвести разгрузку. Это означает, что часть рейсов, ранее проходивших через разгружаемую точку, должны быть направлены по другим трассам в обход ее. Очевидно, что новые трассы длиннее наикратчайших и, как правило, связаны с ростом прямых расходов на выполнение полетов. Таким образом, возникает следующая оптимизационная задача.

Необходимо разгрузить перегруженные точки так, чтобы загрузка i -ой точки из их числа не превышала нормативного предела ее суточной пропускной способности. (Принципиально постановка задачи разгрузки не зависит от контролируемого интервала времени (сутки, час и т. д.).)

Предварительно каждому j -му рейсу, проходящему через точку i , ставится в соответствие коэффициент, равный абсолютной величине увеличения расходов при выполнении полета по ближайшей обходной трассе (минуя точку i) по сравнению с расходами по наикратчайшей трассе (через точку i).

Коэффициенты подсчитываются по формуле

$$Q^{(j)} = (\bar{t}^{(j)} - t^{(j)}) C_k^{(j)} a^{(j)}, \quad (1.2)$$

где $t^{(j)}$ — летное время j -го рейса при пролете точки i ($t^{(j)} = \text{const}$); $\bar{t}^{(j)}$ — летное время при облете точки i ; $C_k^{(j)}$ — себестоимость летного часа k -го типа самолета; $a^{(j)}$ — число дней выполнения рейса за весь период действия расписания.

Разгрузка проводится отдельно для трех слоев каждой контролируемой точки.

Из всех рейсов, ранее проходивших через i -ю точку, обходные трассы закрепляются за теми рейсами, у которых названные коэффициенты минимальны. При этом количество таких рейсов равно превышению первоначальной загрузки по сравнению с пределом (нормой). Для остальных рейсов оставляются исходные наикратчайшие трассы. За критерий оптимальности при одновременной разгрузке заданного числа точек принимается суммарный (в целом по аэрофлоту) минимум неизбежных расходов за весь период действия расписания.

2. Задача «График»

Одной из важнейших задач, решаемых при составлении расписания, является определение и минимизация количества самолетов, необходимых для выполнения заданных в расписании рейсов, с учетом различного рода ограничений, накладываемых на них.

Множество рейсов расписания R можно представить в виде ряда подмножеств:

$$E = \{R_s, R_c, R_m\}, \quad (2.1)$$

где R_s, R_c, R_m — класс непустых подмножеств R , соответственно международных, центральных и местных рейсов.

E является разбиением множества R , так как выполняются условия:

$$R_s \cap R_c = \emptyset, \quad R_s \cap R_m = \emptyset, \quad R_c \cap R_m = \emptyset; \\ R_s \cup R_c \cup R_m = R.$$

Каждый рейс расписания $r_i \in R$ характеризуется параметрами, фиксирующими его положение во времени и пространстве:

$$r_i = (L_i, t_{oi}, C_i, \tau_i, \Psi_i, v_i, \Delta t_i^-, \Delta t_i^+), \quad (2.2)$$

где L_i — авиалиния i -го рейса (множество аэропортов, через которые выполняется рейс); t_{oi} — время взлета относительно начала суток из начального аэропорта; C_i — время начала подготовки самолета к вылету из начального аэропорта авиалинии i -го рейса; τ_i — длительность i -го рейса, включающая продолжительности полета по L_i и стоянок в начальном и промежуточных аэропортах. Продолжительность полета определяется задачей «Маршрут»; Ψ_i — упорядоченное по времени множество участков навигаций (календарная продолжительность), в течение которых выпол-

няется i -й рейс; $v_{ik} = (d_1, d_2, \dots, d_7)$ — недельный вектор дней выполнения i -го рейса на k -м участке навигации $\psi_{ik} \in \Psi_i$, причем принимается $d_n = \begin{cases} 0, & \text{если } i\text{-й рейс не выполняется в } n\text{-й день,} \\ 1, & \text{если } i\text{-й рейс выполняется в } n\text{-й день;} \end{cases}$

$q_{ik} = \sum_{n=1}^7 d_n$ — недельная частота выполнения i -го рейса; $(\Delta t_i^-, \Delta t_i^+)$ — допустимый интервал сдвига t_{0i} (допуск на сдвиг рейса).

Временные параметры, характеризующие рейс, являются переменными и изменяются в процессе составления расписания в зависимости от целей решаемых задач. Следует обратить особое внимание на такой параметр, как допуск на сдвиг рейса. Этот параметр позволяет привести к единой системе оценки, выраженной временным сдвигом рейса, множества различного рода ограничений, накладываемых на рейсы расписания. При их формировании могут учитываться принадлежность рейса E , соблюдение коммерчески-выгодного времени отправления самолета, ограничения в аэропортах, включающие время работы, период ремонта, метеосостояние (туман, температура воздуха) и т. д., стыковки между рейсами международного, центрального и местных расписаний, стыковки с другими видами транспорта; удовлетворение заявок организаций на перевозку туристов, матриц газет и почты.

Решение задачи «График», учитывая ее размерность, осуществляется методом декомпозиции.

Все рейсы расписания $R = R_s \cup R_c \cup R_m$ распределяются между эксплуатационными предприятиями по типам самолетов. Это позволяет выделить подмножество рейсов, выполняемых однотипными самолетами аэропорта базирования:

$$R = \{R_1, \dots, R_l, R_{l+1}, \dots, R_n\}. \quad (2.3)$$

Одно такое подмножество (R_l) принято называть «база—тип» (БТ), и дальнейшее решение задачи основывается на рассмотрении рейсов l -го БТ: $R_l = \{r_1, r_2, \dots, r_m\}$.

Подмножество R_l удобно интерпретировать ориентированным мультиграфом $G = (X, U)$ [1], вершины которого $(X = \overline{1, p})$ представляют собой множество начальных и конечных аэропортов, а дуги $(U = \overline{1, m})$ — подмножество рейсов (R_l) , выполняемых между этими аэропортами. Каждая дуга ориентированного мультиграфа $u_i \in U$ описывается временными параметрами, характеризующими соответствующий ей рейс $r_i \in R_l$ [2]:

$$u_i = \{t_{0i}, \tau_i, C_i, \Psi_i, v_i, \Delta t_i^-, \Delta t_i^+\}. \quad (2.4)$$

Задача определения и минимизации СП, необходимого для выполнения рейсов множества R_l , может быть решена относительно

но любой k -й вершины ($k \in X$) ориентированного мультиграфа $G = (X, U)$. Для этого предварительно во всех остальных вершинах объединяются входящие дуги с исходящими таким образом, чтобы суммарная длина созданных при этом петель вокруг k -й вершины была минимальной:

$$\min \sum_j T_j^{(k)},$$

где T_j — продолжительность j -й петли относительно k -й вершины; $j = 1, a$ — число дуг исходящих (заходящих) из k -й вершины.

Следует отметить, что в зависимости от значений временных параметров объединяемых дуг возможно изменение длительности одной из дуг (τ_i). Значит, $\min \sum T_j$ для различных вершин — величина переменная.

При этом количество самолетов, потребных для выполнения рейсов множества R_i относительно любой вершины ориентированного мультиграфа G , постоянно. Изменяется лишь занятость этих самолетов в течение суток.

На практике определение и минимизацию количества самолетов осуществляют относительно аэропорта базирования самолетов, откуда планируется использование СП, проводится его обслуживание и где, как правило, сосредоточен резервный СП.

Вершину ориентированного мультиграфа $G = (X, U)$, интересующую базовый аэропорт, назовем базовой вершиной x_0 , а петли, образующиеся вокруг этой вершины в результате объединения дуг, — базовыми контурами (БК).

Как правило, базовая вершина обладает наибольшей степенью, а следовательно, относительно нее создается и наибольшее число БК, что превышает регулярность выполнения дуг (рейсов), составляющих БК, и подвижность самих БК при минимизации СП.

Построение базовых контуров k_i на ориентированном мультиграфе $G = (X, U)$ осуществляется при соблюдении следующих требований:

1) время исхода любой дуги, составляющей БК, из x_i вершины графа ($x_i \in X, x_i \neq x_0$) равно времени захода предыдущей дуги БК в эту вершину:

$$(c + \tau)_j = c_{j+1};$$

2) каждый БК должен содержать базовую вершину:

$$x_0 \in K_\alpha, \quad \alpha = \overline{1, b} \text{ — номер контура};$$

3) каждая дуга может входить в один и только один контур:

$$K_i \cap K_j = \emptyset, \quad i \neq j;$$

4) все дуги мультиграфа должны быть объединены в контуры:

$$\bigcup_\alpha K_\alpha = U.$$

При этом каждому БК должны быть назначены общие допуски на сдвиг контура $(\Delta t_i^-, \Delta t_i^+)$, которые вычисляются, исходя из минимальных значений допусков, входящих в контур дуг, с учетом изменений их значений при выполнении первого требования.

Выполнение перечисленных выше требований построения БК возможно лишь тогда, когда ориентированный мультиграф $G = (X, U)$ — эйлеров [1]. Если структура мультиграфа соответствует этому условию, то можно приступить к формированию БК, разбив этот процесс на два этапа: выбор на ориентированном мультиграфе $G = (X, U)$ очередной вершины объединения и объединение всех входящих в вершину дуг с исходящими.

Очередная вершина объединения выбирается из расчета предотвращения создания в ходе решения задачи несвязного ориентированного псевдографа. С этой целью в первую очередь обрабатываются конечные вершины, т. е. те, которые имеют связь только с одной любой вершиной ориентированного мультиграфа. Если в дальнейшем такие вершины вырождаются или их вообще нет, то рассматриваются вершины, наиболее удаленные от базовой.

Процесс объединения в вершины дуг представляет собой выбор входящей и исходящей дуг (из всего их множества), инцидентных данной вершине, сдвиг во времени в соответствии с первым требованием и установление между ними взаимосвязи, позволяющей рассматривать их как одну эквивалентную дугу или петлю.

При определении претендентов на объединение в вершине, в первую очередь рассматриваются петли, для которых выбираются входящие (исходящие) дуги. Такой подход исключает возможность объединения между собой всех инцидентных вершине дуг, и, как следствие, образования несвязного псевдографа.

Однако в вершине возможны ситуации, когда

$$\sum_{\mu=1}^b q_{\mu} < \sum_{k=1}^z q_k,$$

где q_{μ} — недельная частота выполнения μ -й дуги; q_k — недельная частота выполнения k -й петли.

В таком случае необходимо понижение суммарного значения недельных частот выполнения петель до получения неравенства

$$\sum_{\mu=1}^b q_{\mu} > \sum_{k=1}^z q_k.$$

Это достигается путем объединения петель между собой. Любые две объединяемые петли с недельными частотами q_k и q_j уменьшают $\sum_{k=1}^z q_k$ на величину

$$\Delta q = \min(q_k, q_j).$$

При $q_k = q_j$ сокращается и число петель, инцидентных рассматриваемой вершине.

Выбор для объединения варианта: «петля—петля», «петля—дуга», «дуга—петля», «дуга—дуга» осуществляется направленным перебором и зависит от соотношения временных параметров, недельных векторов дней выполнения, участков навигаций.

Процесс объединения дуг в БК приводит к вырождению ориентированного мультиграфа $G = (X, U)$ в ориентированный псевдограф и заканчивается слиянием всех дуг в петли вокруг базовой вершины. Дальнейшее решение задачи определения и минимизации СП сводится к рассмотрению расположения во времени созданных БК относительно базового аэропорта [3].

Каждый БК $k_j \in K$ характеризуется рядом параметров:

$$k_j = \{t_j, \tau_j, \Delta t_j^-, \Delta t_j^+, F_j\}, \quad (2.5)$$

где t_j — время начала j -го БК относительно начала суток; τ_j — продолжительность j -го БК во времени; $\Delta t_j^-, \Delta t_j^+$ — величина разрешенного отклонения для j -го БК во времени соответственно в сторону уменьшения и увеличения времени t_j (допуска на сдвиг БК); F_j — функция, задающая последовательность выполнения j -го БК по дням недели на всех участках навигации.

Для простоты восприятия задачи будем рассматривать один период времени какого-либо участка навигации $[0, T_n]$ (неделя). Разобьем период $[0, T_n]$ на m элементарных участков продолжительностью Δt . Все τ_j и t_j примем кратными величине Δt .

Зависимость отображения каждого $k_j \in K$ на периоде $[0, T_n]$ задается дискретной функцией:

$$f_j(t) = \begin{cases} 1, & t \in [t_j, t_j + \tau_j] \\ 0, & t \notin [t_j, t_j + \tau_j], \end{cases} \quad (2.6)$$

где $t = \overline{1, m}$; $[t_j, t_j + \tau_j] \subseteq [0, T_n]$.

Суммируя количество БК, выполняемых в каждый дискретный момент времени $t \in [0, T_n]$, можно построить так называемую ступенчатую функцию (СФ) занятости СП по базе. Значение этой СФ будет указывать количество самолетов, находящихся вне базы в момент времени $t \in [0, T_n]$. Максимальное значение СФ

$$Q_{\max} = \max_{(t)} \sum_j f_j(t) \quad (2.7)$$

равно максимальному требуемому количеству самолетов для выполнения заданного множества БК на рассматриваемом периоде $[0, T_n]$. Величина

$$S = \sum_t \sum_j f_j(t)$$

равна площади СФ, т. е. количеству дискретных моментов занятых множеством базовых контуров K .

Возникает задача: минимизировать значение СФ на периоде $[0, T_n]$, не нарушая при этом Δt_j^- и Δt_j^+ — разрешенные допуски на сдвиг t_j для k_j .

При решении задачи минимизации СФ используется метод ветвей и границ.

Первоначально определяется минимальное значение количества самолетов ($Q_{\min}$), необходимое для выполнения всех $k_j \in K$:

$$Q_{\min} = \max \{Q'_{\min}, Q''_{\min}\}. \quad (2.8)$$

Для определения $Q'_{\min}$ рассматривается множество БК K' , каждый контур k'_j которого описывается параметрами

$$k'_j = \{t'_j, \tau'_j, F_j\}, \quad (2.9)$$

где

$$t'_j = \begin{cases} t_j - \Delta t_j^- & \text{при } t_j > \Delta t_j^-, \\ t_j - \Delta t_j^- + T_n & \text{при } t_j \leq \Delta t_j^-; \end{cases}$$

$$\tau'_j = \tau_j + \Delta t_j^- + \Delta t_j^+.$$

Площадь СФ', построенной на множестве БК K' , определяемую выражением

$$S' = \sum_i \sum_j f_j(t), \quad (2.10)$$

где

$$f_j(t) = \begin{cases} 1, & t \in [t'_j, t'_j + \tau'_j], \\ 0, & t \notin [t'_j, t'_j + \tau'_j]; \end{cases}$$

$$t = \overline{1, m};$$

$$[t'_j, t'_j + \tau'_j] \subset [0, T_n],$$

можно представить как сумму площадей уровней СФ'

$$S' = \sum_k S'_k = S'_1 + \dots + S'_{k-1} + S'_k + \dots + S'_{Q'_{\max}}, \quad (2.11)$$

где $k = \overline{1, Q'_{\max}}$ — порядковый номер уровня СФ'.

Слагаемые формулы (2.11) показывают максимально-возможное количество дискретных моментов времени каждого уровня, занятых множеством БК K' , причем

$$S' = S + \sum_j (\Delta t_j^- + \Delta t_j^+), \quad (2.12)$$

откуда

$$S'_1 + S'_2 + \dots + S'_{Q'_{\max}} = S + \sum_j (\Delta t_j^- + \Delta t_j^+). \quad (2.13)$$

Вычитая из обеих частей равенства величину

$$\sum_j (\Delta t_j^- + \Delta t_j^+) > 0, \quad (2.14)$$

можем получить

$$S_1 + S_2 + \dots + S_{k-1} + R(S_k) = S, \quad (2.15)$$

где $R(S_k)$ — остаток от вычитания по уровню k .

При $R(S_k) < S_k$ и $R(S_k) > 0$ получим $k_0 = k$, откуда находим:

$$Q_{\min} = \begin{cases} k_0, & \text{если } R(S_{k_0}) > 0 \\ k_0 - 1, & \text{если } R(S_{k_0}) = 0. \end{cases} \quad (2.16)$$

Для определения $Q_{\min}''$ рассматривается множество БК K'' , каждый контур которого описывается параметрами

$$k_j'' = \{t_j'', \tau_j'', F_j\}, \quad (2.17)$$

где

$$t_j'' = \begin{cases} t_j + \Delta t_j^+ & \text{при } t_j + \Delta t_j^+ < T_n, \\ t_j + \Delta t_j^+ - T_n & \text{при } t_j + \Delta t_j^+ > T_n; \end{cases}$$

$$\tau_j'' = \tau_j - \Delta t_j^+ - \Delta t_j^+ > 0.$$

Контура, у которых $\tau_j'' \leq 0$, не рассматриваются, т. е.

$$k_j'' \{ \tau_j'' \leq 0 \} \notin K''.$$

По аналогии с предыдущим случаем на множестве БК K'' можно построить СФ'', для которой

$$Q_{\max}'' = \max_{(t)} \sum_j f_j''(t) = Q_{\min}'' \quad (2.18)$$

Полученные ограничения $Q_{\min}$ и $Q_{\min}''$ учитывают влияние Δt_j^- и Δt_j^+ на возможные отклонения t_j каждого $k_j \in K$ от своего первоначального состояния, т. е. на окончательное значение $Q_{\max}$ (2.7). Нельзя пока утверждать, что при минимизации СФ значение $Q_{\min}$ (2.8) всегда достижимо, но наличие его значительно сокращает время счета, а в случае $Q_{\min} = Q_{\max}$ указывает на невозможность минимизации СФ.

Важно отметить, что полученное значение $Q_{\min}$ будет тем точнее, чем больше величина разности

$$\tau_j - (\Delta t_j^- + \Delta t_j^+), \quad (2.19)$$

В случае $\sum_j (\Delta t_j^- + \Delta t_j^+) = 0$ будет иметь место граничный случай

$$Q_{\max} = Q'_{\min} = Q''_{\min} = Q_{\min}. \quad (2.20)$$

Процесс минимизации СФ производится последовательно с каждым k_j . Рассматриваются только те БК, у которых

$$\Delta t_j^- \neq 0 \text{ и } \Delta t_j^+ \neq 0.$$

Для каждого $k_j \in K$ делается попытка сдвига t_j в пределах $\Delta t_j^- \neq 0$ и $\Delta t_j^+ \neq 0$. Сдвиг осуществляется последовательно на величину одного дискретного момента времени Δt . В результате такого сдвига изменяется структура СФ. Происходит перераспределение ее значений на периоде $[0, T_H]$. После каждого элементарного сдвига производится оценка результата.

Все варианты сдвигов, приводящие к увеличению максимального значения СФ, являются запрещенными, неприводящие — разрешенными. Если в результате последовательных сдвигов t_j на величину $\Delta = \text{const}$ имел место запрещенный вариант, то дальнейшие сдвиги в данном направлении прекращаются, а из всех разрешенных вариантов сдвига выбирается лучший, максимально минимизирующий значение СФ в интервале $[0, T_H]$. Таким образом учитываются только ветви с разрешенными вариантами сдвигов.

Процесс минимизации СФ прекращается при достижении значения $Q_{\min}$, либо тогда, когда любой сдвиг t_j для всех $k_j \in K$ не будет приводить к минимизации значения СФ в интервале $[0, T_H]$.

3. Задача «Прокладка»

Синхронизация рейсов завершает процесс составления расписания движения самолетов. Суть ее — увязать расписания отдельных предприятий в единое расписание. При синхронизации рейсам в пределах установленных допусков назначаются конкретные моменты выполнения операций взлета, посадки, пролета. Назначение временных параметров производится с учетом пропускной способности авиасети и количества самолетов, определенного в задаче «График» [5], причем налагаются следующие ограничения.

Ограничения пропускной способности авиасети. Пропускная способность авиасети представлена пропускной способностью ее вершин, т. е. аэропортов и точек пересечения трасс. Пропускная способность ограничивает количество взлетов, посадок или пролетов, которое допускается в течение определенных интервалов времени. Различают пятиминутную, часовую и суточную про-

пусковые способности. Основная особенность указанных ограничений заключается в нелинейном переходе от одного вида пропускной способности к другому.

Так как принципиальных различий между синхронизацией рейса в аэропорту и в точке не существует, то в дальнейшем изложении вопросы синхронизации в точках рассматриваться не будут.

Ограничения по самолетному парку. В процессе синхронизации рейсы получают некоторый сдвиг относительно времени, указанного в проектах расписаний. В целях соблюдения последовательности выполнения рейсов, сокращения размерности задачи и уменьшения времени счета на ЭВМ синхронизация производится не отдельными рейсами, а БК. При этом достигнутая ранее оптимальность по использованию самолетного парка может нарушиться. Во избежание последнего необходимо производить построение, анализ и слежение за СФ занятости самолетного парка по всем базовым аэропортам. В результате анализа СФ для каждого БК определяется допуск, в пределах которого сохраняется оптимальность по использованию самолетного парка.

Рассмотрим образование множества возможных размещений базового контура как последовательность операций взлет—посадка, которые осуществляются входящими в контур рейсами. Как указывалось выше, каждому БК дается индивидуальный временной допуск на размещение, в равной степени относящийся к выполнению всех его операций. Пронумеруем каждый дискретный момент времени допуска j -го контура от 1 до n_j . Тогда можно составить матрицу T^j (операция—допуск), элементами которой будут все возможные моменты выполнения операций в пределах допуска, т. е.

$$T^j = \| t_{p, g}^j \|, \quad p = \overline{1, 2m_j}, \quad g = \overline{1, n_j}, \quad (3.1)$$

где m_j — число перелетов в контуре.

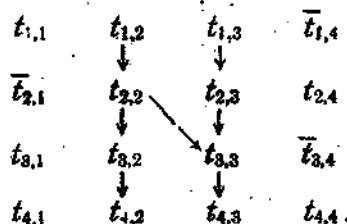
Наличие допуска позволяет образовать множество возможных вариантов размещения БК. Каждый вариант может быть охарактеризован набором времен выполнения операций.

Пусть $k_j(t)$ характеризует временные параметры контура. Если учесть, что время выполнения перелета фиксировано и сокращение продолжительности стоянок не производится, то правило образования возможного варианта размещения БК можно записать следующим образом:

$$k_j(t) = (t_{1,1}^j; t_{2,1}^j, \dots, (t_{2m_j-1,g}^j; t_{2m_j,g}^j)), \quad (3.2)$$

$$0 < l < \dots < g \leq n_j.$$

Здесь в круглых скобках указаны время взлета и время посадки, составляющие один перелет. Графически образование множества вариантов размещения БК показано на схеме.



Базовый контур состоит из двух перелетов и имеет допуск, равный 20 минутам ($n_j = 4$). Пусть дискретные моменты времени $\bar{t}_{i,j}$ являются запретными согласно действующим ограничениям. В этом случае имеем три возможных варианта синхронизации для базового контура, а именно:

$$k_{j,1}(t) = (t_{1,2} \quad t_{2,2}), \quad (t_{3,2} \quad t_{4,2});$$

$$k_{j,2}(t) = (t_{1,2} \quad t_{2,2}), \quad (t_{3,3} \quad t_{4,3});$$

$$k_{j,3}(t) = (t_{1,3} \quad t_{2,3}), \quad (t_{3,3} \quad t_{4,3}).$$

Отметим, что общее число возможных вариантов размещения зависит от количества и расположения $\bar{t}_{i,j}$.

Задача синхронизации БК имеет более 20 000 неизвестных, что затрудняет использование для ее решения известных математических методов. Лучшие результаты дает их совместное использование с эвристическими правилами, выведенными из специфики самой задачи и практического опыта. В основу решения положены следующие положения [4].

1. Базовые контуры синхронизируются последовательно.
2. Количество БК, которые удастся разместить без нарушения ограничений, зависит от порядка поступления БК на синхронизацию. Порядок синхронизации определяется вероятностным приоритетным баллом, отражающим количество вариантов размещения. Выражение для оценки трудоемкости синхронизации имеет вид

$$P(k_j) = 1 - \left\{ \prod_k \left(1 - \prod_p \left(\sum_g P(t_{p,g}^i) \alpha(k) \right) \right) \right\}, \quad (3.3)$$

где

$$\alpha(k) = \begin{cases} 0, & \text{если } t_{p,g}^i \notin k, \\ 1, & \text{если } t_{p,g}^i \in k; \end{cases}$$

k — порядковый номер варианта размещения; $P(t_{p,g}^i)$ — вероятность того, что время $t_{p,g}^i$ для контура k_j будет свободно. БК с низким вероятностным баллом, т. е. имеющие малую вероятность размещения, синхронизируются в первую очередь.

3. Выбор оптимального варианта размещения БК из множества вариантов определяется минимальным значением штрафной функции, начисляемой за использование временных интервалов с повышенной загрузкой по взлетам и посадкам

$$\min_{(k)} \left\{ \left(\sum_p \sum_g I(a_p) F(z(t_{p,g})) \alpha(k) \right) \right\}, \quad (3.4)$$

где F — штрафная функция; z — количество взлетов и посадок, претендующих на занятие дискретного момента времени $t_{p,g}$ в аэропорту a_p ; I — коэффициент, значение которого зависит от характеристики аэропорта.

4. Наличие жестких ограничений на взаимное расположение БК приводит к тому, что после синхронизации некоторой части БК у оставшихся могут изменяться размеры допусков, а следовательно, и приоритетный балл. Поэтому переоценка трудоемкости синхронизации для этих БК производится каждый раз после размещения очередной порции трудоемких контуров.

5. Указанный алгоритм не гарантирует размещение всех БК согласно ограничениям. При возникновении конфликтных ситуаций (для очередного БК нет ни одного варианта размещения) определяется наиболее «подвижный» БК из ранее синхронизованных, который заново размещается таким образом, чтобы не мешать синхронизации очередного.

Если ограничения таковы, что вышеуказанная процедура успеха не имеет, происходит перебор некоторых условий, облегчающих синхронизацию данного базового контура. В частности, в качестве такого облегчающего условия используются рекомендации на некоторое сокращение продолжительности стоянки, или увеличение часовой пропускной способности аэропорта.

Заключение

Обратные связи между задачами «Прокладка» — «График» и «Прокладка» — «Маршрут» в процессе синхронизации рейсов могут быть соответственно реализованы путем слежения за количеством самолетов (СФ) и расчета обходных маршрутов движения самолетов (разгрузки точек) с последующим выходом на задачу «График».

Применение используемых при составлении расписания на ЭВМ математических методов в сочетании с эвристическими приемами позволило улучшить оборот самолетного парка; повысить существовавший уровень планируемого налета часов на списочный самолет; повысить плановую безопасность полетов; сократить прямые эксплуатационные расходы за счет уточнения летного времени.

Задачи составления авиарасписания в данной постановке на ЕС ЭВМ внедрены в практическую деятельность Аэрофлота с 1976 г. и функционируют в ЦНИИ АСУ ГА для расчетов на уровне отрасли и КИВЦ Украинского управления ГА (территориального управления). Годовой экономический эффект от внедрения в объеме всех задач по составлению расписания на уровне отрасли составляет 1,6 млн. руб.

ЛИТЕРАТУРА

1. Харари Ф. Теория графов, М., «Мир», 1973, с. 21—40.
2. Дачковский В. З., Ключкин В. А., Пустынский В. Л. Алгоритм построения базовых контуров при составлении расписания движения самолетов. — «Труды ЦНИИ АСУ ГА», 1975, вып. 12, с. 13—21.
3. Дачковский В. З., Ключкин В. А., Костюченко А. Н., Пустынский В. Л. Об одном алгоритме минимизации количества самолетов, задействованных в расписании движения. — «Труды ЦНИИ АСУ ГА», 1975, вып. 12, с. 73—91.
4. Веневцев В. М. и др. Эвристический метод составления пассажирского расписания движения самолетов с помощью ЭВМ. — В кн.: Автоматизация умственного труда в машиностроении. М., «Наука», 1969, с. 137—160.
5. Веневцев В. М., Хойхин Е. Б. Соблюдение ограничений при составлении расписания движения самолетов. — «Труды ЦНИИ АСУ ГА», 1974, вып. 10, с. 67—82.
6. Цуманов И. М. Применение ЭВМ для составления рейсового эталона. — «Труды ЦНИИ АСУ ГА», 1972, вып. 2, с. 149—171.
7. Ху Т. Целочисленное программирование и потоки в сетях. М., «Мир», 1974, с. 191—198.
8. Форд Л., Фалкерсон Д. Потоки в сетях, М., «Мир», 1966, с. 188—194.

Ю. Н. ВОЛКОНСКИЙ, А. С. ДЕГТЯРЕВ (ВИКИ)

О СПЕЦИАЛИЗИРОВАННОМ ПРОГНОЗЕ ГРОЗ

Используемые в прогностической практике метеорологического обеспечения авиации методы статистического прогноза гроз предусматривают, как правило, расчет по результатам наблюдений в исходный момент одного или нескольких комплексных показателей состояния атмосферы и сравнение их с соответствующими пороговыми величинами. По результатам такого сравнения выбирается формулировка прогноза: «гроза» или «без грозы» [3].

К сожалению, ни при установлении этих пороговых величин, ни при построении расчетных формул для определения указанных показателей авторами не учитывается специфика народнохозяйственных задач, решаемых потребителями прогностической информации, что существенно снижает эффективность метеорологического обеспечения. Так обстоит дело, например, с широко распространенным методом прогноза дневных гроз Р. Вайтинга [4].

В основе метода лежит расчет по данным утреннего радиозондирования атмосферы показателя K («критерия Вайтинга»):

$$K = T_{850} - T_{700} - T_{500} + T_{d\ 850} + T_{d\ 700}, \quad (1)$$

где T_{850} , T_{700} , T_{500} — температура на изобарических поверхностях 850, 700 и 500 мбар; $T_{d\ 850}$, $T_{d\ 700}$ — точка росы на поверхностях 850 и 700 мбар, и сравнение K с пороговой величиной K^* , принимаемой постоянной и равной для ЕТС 25—30 [4]*.

Рассмотрим возможности усовершенствования метода путем оптимизации пороговых величин K^* и «весов» слагаемых правой части (1) в зависимости от задач, решаемых потребителем прогнозов.

Предположим, что прогноз используется потребителем для выбора одного из двух решений: S_1 — «готовиться к грозе» и S_2 — «не готовиться к грозе». Тогда для характеристики «полез-

* При практической реализации метода рекомендуется осуществить перенос значений K по потокам в средней тропосфере, учитывать структуру поля геопотенциальных высот поверхностей 850 и 700 мбар и некоторые другие дополнительные приемы, не влияющие на существо рассматриваемого вопроса.

ности» серии прогнозов можно ввести величину нормированных суммарных затрат

$$Q = n_1 + n_2 \frac{p^*}{1 - p^*}, \quad (2)$$

где p^* — пороговая вероятность осуществления прогнозируемого явления; n_1 — число ошибок «пропуска грозы» (потребителем принято решение S_2 , а в действительности имела место гроза); n_2 — число ошибок «ложной тревоги» (потребителем принято решение S_1 , но грозы не было).

Пороговая вероятность p^* определяется в зависимости от задачи, решаемой потребителем, так, чтобы в ситуациях, когда вероятность p грозы в период прогноза меньше p^* , потребителю было бы «в среднем выгоднее» выбрать решение S_2 , а при условии $p > p^*$ — решение S_1 .

Величина p^* легко находится по матрице затрат, а при отсутствии последней может быть определена методом экспертных оценок [1]. Как отмечается в [5], в зависимости от задач, решаемых авиационным подразделением, p^* обычно колеблется в пределах 0,10—0,40. Все дальнейшие расчеты проводятся для значений пороговой вероятности 0,15; 0,25; 0,35; 0,45; 0,5.

Для выполнения расчетов использовались результаты зондирования на станции Долгопрудная и сведения о наличии гроз в районе с радиусом 50 км с центром в пункте прогноза в летние месяцы 1971—1976 гг.

Архивный материал был объединен в две непересекающиеся выборки: исходную (360 случаев, из них 88 с грозами) и независимую (220 случаев, из них 50 с грозами).

По материалам исходной выборки рассчитывались значения критерия K и для каждой из заданных выше пороговых вероятностей определялось количество ошибок «пропуска» и «ложной тревоги», после чего по формуле (2) находились суммарные затраты Q .

Результаты расчетов представлены в табл. 1.

Таблица 1

Суммарные нормированные затраты потребителей с различными значениями p^* в зависимости от выбора пороговой величины критерия Р. Вайтинга K^*

p^*	Пороговая величина K^*												
	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32
0,15	32	32	34	39	40	49	52	55	60	65	69	70	74
0,25	87	80	75	71	69	66	60	62	69	74	80	83	90
0,35	115	110	105	100	95	93	89	86	90	95	100	108	112
0,45	148	145	140	133	132	134	136	138	136	133	130	127	131
0,5	188	184	180	179	179	176	173	168	160	154	147	140	145

Как видно из этой таблицы, рассмотренным значениям p^* соответствуют следующие оптимальные пороговые значения критерия $K_{\text{опт}}^*$: при $p^* = 0,15$ $K_{\text{опт}}^* = 20$; при $p^* = 0,25$ $K_{\text{опт}}^* = 26$; при $p^* = 0,35$ $K_{\text{опт}}^* = 27$; при $p^* = 0,45$ и $0,5$ $K_{\text{опт}}^* = 31$.

Неверный выбор значений K^* может привести к значительному возрастанию затрат потребителя. Так, например, если при решении задач с пороговой вероятностью $p^* = 0,45$ вместо оптимального порогового значения $K_{\text{опт}}^* = 31$ при разработке прогнозов используется значение $K^* = 25$, затраты возрастают в среднем на 20%.

Таким образом, правильный выбор пороговых значений K^* существенно повышает эффективность специализированных прогнозов гроз.

Второй рассмотренный путь повышения эффективности применения метода Р. Вайтинга, как отмечалось, состоит в оптимизации весов предикторов, включенных в расчетную формулу.

Задача решалась следующим образом: по аналогии с (1) было составлено линейное уравнение множественной регрессии

$$\hat{p} = a_1 T_{350} + a_2 T_{500} + a_3 T_{2350} + a_4 (T - T_d)_{700} + a_5, \quad (3)$$

где через $\hat{p}$ обозначена рассчитываемая по (3) вероятность грозы (прогнозы даются в вероятностной формулировке) [2].

Система коэффициентов $a_1, a_2, \dots, a_5$ (своя для каждого порогового значения p^*) подбиралась на материале обучающей выборки из условия минимума суммарных затрат (2). Для задач с $p^* = 0,35$, например, эта система выглядит следующим образом: $a_1 = 0,05$; $a_2 = -0,03$; $a_3 = -0,03$; $a_4 = 0,06$; $a_5 = -0,45$.

Эффективность предложенного изменения расчетной формулы оценивалась на материале независимой выборки, для каждого случая которой по формулам (1) (при $K_{\text{опт}}^*$) и (3) составлялись параллельные прогнозы. Результаты расчетов, приведенные в табл. 2, подтверждают преимущества представления прогностической зависимости в форме (3).

Таблица 2

Суммарные затраты потребителей с различными значениями p^*
при оптимальном использовании формул (1) и (3)

Расчетная формула	p^*			
	0,15	0,25	0,35	0,45
(1)	32	56	75	93
(3)	24	47	64	80

В заключение отметим, что рассмотренная методика может быть использована для повышения эффективности специализированных прогнозов гроз и некоторых других погодных явлений при использовании различных комплексных показателей.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бешелев С. А., Гурвич Ф. Г. Математико-статистические методы экспертных оценок. М., «Статистика», 1974. 159 с.
2. Волконский Ю. Н., Дегтярев А. С. Использование регрессионных методов при разработке вероятностных авиационных прогнозов погоды. — «Межвузовский сборник», изд. ЛПИ, 1978, вып. 68, с. 55—59. (ЛГМИ).
3. Зверев А. С. Синоптическая метеорология. Л., Гидрометеоиздат, 1977. 711 с.
4. Материалы научно-исследовательских работ по авиационной метеорологии, вып. 6. М., Воениздат МО СССР. 1965, с. 14—15.
5. Монокрович Э. И. Об экономической эффективности расчетных методов прогноза туманов и гроз. — «Труды КазНИГМИ», 1977, вып. 62, с. 63—70.

В. Д. ЕНИКЕЕВА (ЛГМИ)

АНАЛИЗ СЛОЖНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ ПРИ АВТОМАТИЗАЦИИ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ

Успешное применение дискриминантного анализа при прогнозе таких опасных для авиации метеорологических явлений, как интенсивная атмосферная турбулентность, гроза, обледенение, гололед, град, туман и других, создало предпосылки для разработки методов комплексного исследования сложных метеорологических условий и автоматизации принятия решений на полет с использованием ЭВМ.

Подобный подход может предусматривать не только комплексацию различных методов прогноза одного опасного явления (эффективность такой комплексации убедительно показана, например, в работах [2, 10]), но и принятие решений относительно возможности одновременного возникновения нескольких опасных для авиации метеорологических явлений. Необходимость такого анализа метеорологических ситуаций обусловлена тем, что в оперативной практике метеорологического обеспечения окончательный вывод о возможности безопасного выполнения полета в каждом конкретном случае принимается именно на основе исследования всей совокупности анализируемых опасных атмосферных условий. Поэтому при создании автоматизированной системы метеорологического обеспечения полетов (АСМОП) целесообразно синтезировать и применять алгоритмы комплексного анализа метеорологической обстановки.

Рассмотрим математическую постановку задачи комплексного анализа метеорологических ситуаций в исследуемом районе (например, в «квадрате» регулярной или географической сетки точек). Обозначим через A_1 множество (класс) опасных для выполнения полета метеорологических условий. В A_1 включаются подмножества (подклассы) A_{1i} , $i = \overline{1, k}$, каждое из которых характеризует метеорологические условия, благоприятные для возникновения одного из k рассматриваемых явлений, опасных для выполнения полета. Тогда сумма $A_1 = \bigcup_{i=1}^k A_{1i}$ характеризует одновременное воз-

никновение нескольких опасных атмосферных явлений (например, интенсивной болтанки и обледенения при полете в облаках).

Если через $A_2 = \bigcap_{i=1}^k A_{2i} = \bigcap_{i=1}^k (A \setminus A_{1i})$ обозначить множество (класс) всех условий, при которых ни одно из опасных явлений не возникает, то $A = A_1 \cup A_2 = \bigcup_{i=1}^k A_{1i} \cup \bigcap_{i=1}^k A_{2i}$ определяет собой все возможные метеорологические ситуации, возникающие в данном районе.

Особенностью рассматриваемой схемы принятия решений является то, что каждое из подмножеств A_{1i} и A_{2i} должно быть охарактеризовано своим набором метеорологических параметров, наиболее информативных для оценки условий возникновения i -го опасного явления. Такая постановка задачи была рассмотрена, в частности, в работе [12], где предлагалось исследовать на разных этапах выполнения полета различные совокупности метеорологических характеристик состояния атмосферы, отобранные при минимизации суммарного потенциала подклассов A_{1i} и $A_{2i} = A \setminus A_{1i}$ для i -го опасного явления:

$$\Phi_{mk}^i = \frac{1}{N_{1i} N_{2i}} \sum_{r=1}^{N_{1i}} \sum_{s=1}^{N_{2i}} K(X_r, X_s), \quad (1)$$

где N_{1i} — число архивных метеорологических ситуаций, при которых наблюдалось i -е опасное явление (число элементов обучающей выборки (ОВ) в подклассе A_{1i}); N_{2i} — число архивных метеорологических ситуаций, при которых i -го явления не наблюдалось (число элементов ОВ подкласса A_{2i}); X_r и X_s — векторы-наборы n_i метеорологических параметров, кодирующие ситуации подклассов A_{1i} и A_{2i} соответственно. Таким образом, X_r и X_s являются векторами в R^{n_i} — подпространстве n_i метеорологических параметров, наиболее информативных для прогноза i -го опасного явления.

Если рассматривается k опасных явлений, то метеорологическая ситуация должна быть описана вектором в пространстве $R^n = R^{n_1} \times R^{n_2} \times \dots \times R^{n_k}$, т. е. в произведении пространств метеорологических параметров, информативных для различных явлений.

Выбор информативного описания метеорологической ситуации является важной задачей, имеющей при реализации схем прогноза самостоятельное значение как этап создания модели явлений. Методы оценки информативности описания разработаны в настоящее время достаточно глубоко [14] и нашли свое применение при решении многих задач метеорологии.

Если подлежит установлению лишь сам факт опасности метеорологических условий для полета без указания конкретных опасных явлений, то далее поставленная задача математически формулируется как принятие решений относительно принадлежности исследуемой метеорологической ситуации к одному из классов A_1 или A_2 . Применение метода потенциальных функций (п. ф.) в случае двух классов рассматривалось ранее в работе [6], где показано преимущество последовательного анализа перед процедурой Байеса, использующей пространство признаков (метеорологических параметров) фиксированной размерности.

Обобщение последовательного анализа на случай нескольких классов при использовании метода п. ф. в качестве процедуры аппроксимации отношения правдоподобия позволяет разработать алгоритм определения опасности исследуемой ситуации с точки зрения возможности возникновения одного или нескольких атмосферных явлений. Например, это дает возможность отличить случаи с грозами от случаев болтанки (вне кучево-дождевой облачности) или обледенения при анализе одного общего набора метеорологических параметров.

Для решения поставленной задачи рассмотрим σ -алгебру S подмножеств множества A , порожденную подклассами A_i и классом A_2 , $i = \overline{1, k}$, и обозначим каждый из элементов S через $A^{(i)}$, $i = \overline{1, 2^k + 1}$. Тогда для $l = 2^k + 1$ классов ($l > 2$) может быть использован обобщенный последовательный критерий отношения вероятности (ОПКОВ) [15], в соответствии с которым на m -м шаге $m = \overline{1, n}$, вычисляется обобщенное отношение вероятностей

$$\rho_m^{(i)}(X/A^{(i)}) = \frac{p_m(X/A^{(i)})}{\left[\prod_{j=1}^l p_m(X/A^{(j)}) \right]^{1/l}}, \quad (2)$$

где $p_m(X/A^{(i)})$ — условная плотность вероятности в m -мерном пространстве признаков.

В качестве останавливающей границы для i -го класса $A^{(i)}$ применяется соотношение

$$b_i = \frac{1 - e_{ii}}{\left[\prod_{j=1}^l (1 - e_{ij}) \right]^{1/l}}, \quad i = \overline{1, l}, \quad (3)$$

где e_{ij} — задаваемый априори уровень вероятности решения $X \in A^{(i)}$, когда в действительности $X \in A^{(j)}$, $i, j = \overline{1, l}$.

Решение по методу ОПКОВ состоит в исключении того класса $A^{(i)}$, для которого обобщенное отношение вероятностей меньше останавливающей границы:

$$X \notin A^{(i)}, \text{ если } \rho_m^{(i)} < b_i. \quad (4)$$

Проверка последнего неравенства и исключение классов с последующим пересчетом $\mu_m^{(i)}$ проводятся до тех пор, пока либо не останется один класс $A^{(i)}$, для которого обобщенное отношение вероятностей больше останавливающей границы, либо потребуются привлечение дополнительного метеорологического параметра для уточнения решения.

На рис. 1 представлена блок-схема классификатора по методу ОПКОВ.

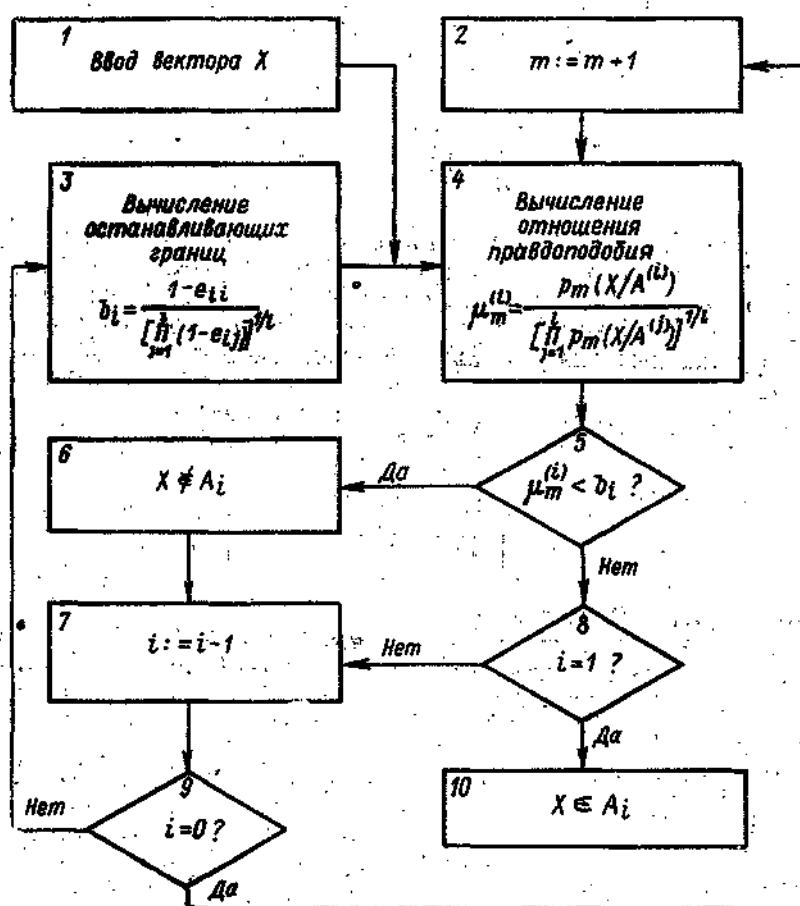


Рис. 1. Блок-схема классификатора на основе ОПКОВ

Опыт применения различных методов оценок $p_m(X/A^{(i)})$ показал, что существенными преимуществами обладает оценка с помощью п. ф. Поэтому предлагается реализация процедуры ОПКОВ на основе метода п. ф.

При применении теоремы Байеса и введении оценки условных плотностей вероятности с помощью нормированных суммарных потенциалов классов

$$\Phi_i(X) = \frac{1}{N_i} \sum_{j=1}^{N_i} K(X, X_{ij}), \quad X_{ij} \in A_i, \quad (5)$$

где $K(X, X_{ij}) = \exp \{-\alpha r^2(X, X_{ij})\}$ — п. ф. экспоненциального вида с параметром убывания α , обобщенное последовательное отношение вероятностей определяется по формуле

$$\mu_{\alpha}^{(i)} = \frac{\Phi_i(X)}{\left\{ \prod_{j=1}^l \Phi_j(X) \right\}^{1/l}} \cdot \frac{\left\{ \prod_{j=1}^l P_j \right\}^{1/l}}{P_i} \quad (6)$$

Здесь через P_i ($i = \overline{1, l}$) обозначена априорная вероятность класса $A^{(i)}$. Так как класс $A^{(i)}$ может характеризовать одновременное появление нескольких опасных явлений, то для реализации схемы должны быть оценены вероятности совместного возникновения нескольких опасных для авиации метеорологических явлений, т. е. вероятности сложных метеорологических условий.

Тогда по методу ОПКОВ принимается решение

$$X \in A^{(i)}, \text{ если } \frac{\Phi_i(X)}{\left\{ \prod_{j=1}^l \Phi_j(X) \right\}^{1/l}} < b_i \cdot \frac{P_i}{\left\{ \prod_{j=1}^l P_j \right\}^{1/l}} \quad (7)$$

Метод ОПКОВ дает возможность принятия решения с заранее заданной степенью точности вследствие задания уровней e_{ij} и может быть использован при автоматизации выделения зон однородной погоды и построения с помощью ЭВМ авиационных карт особых явлений.

Для повышения качества метеорологического обеспечения авиации возникает необходимость привлечения различных источников информации о состоянии атмосферы. К их числу, кроме аэрологического зондирования атмосферы, следует отнести метеорологические спутники (МСЗ). Например, ТВ-снимки, полученные с МСЗ, применяются в синоптической практике нефанализа для выделения потенциальных зон болтанки по виду облачности [9]. Выяснение корреляционной связи болтанки с вертикальными и горизонтальными градиентами радиационной температуры, полученными при анализе АК-информации, увеличивает объем сведений, необходимых для принятия с помощью ЭВМ решения о возможности болтанки по трассе.

Рассмотрим комплексную схему обработки на ЭВМ данных аэрологического зондирования и спутниковой информации, представленную на рис. 2. Эта схема может быть принята за основу при реализации в автоматизированной системе метеорологического обеспечения полетов (АСМОП).

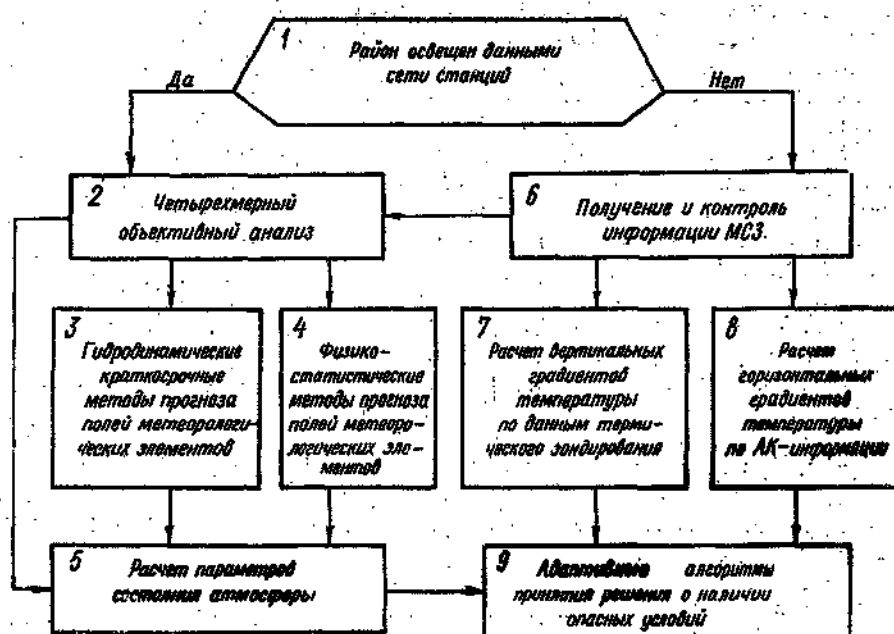


Рис. 2. Схема принятия решения о возможности возникновения опасных для авиации метеорологических условий на основе аэрологической и спутниковой информации

При контроле поступающей метеорологической информации выясняется степень освещенности района (трассы) данными аэрологического зондирования (блок 1). Критерием освещенности может служить расстояние между станциями, телеграммы которых прошли отбраковочный контроль. Если густота сети станций достаточна, то управление передается на блок 2, где выполняется четырехмерный объективный анализ информации [4, 5, 8].

В зависимости от используемой схемы обработки данных краткосрочный прогноз для нужд авиации может даваться в блоке 3 по полным уравнениям гидродинамики или в блоке 4 при использовании устойчивых статистических связей физико-статистическими методами.

Информативные предикторы, на основе которых принимается решение о возможности безопасного полета, рассчитываются

в блоке 5 по фактическим и прогностическим данным и образуют статистически обоснованное описание синоптической ситуации.

Если какой-либо уровень атмосферы или район вдоль трассы не обеспечен данными сети аэрологических станций, то привлекается спутниковая информация, которая принимается с МСЗ и обрабатывается с помощью ЭВМ. Вопросы учета разнородной информации и четырехмерного объективного анализа в настоящее время интенсивно разрабатываются [4, 5, 8], и в схеме на рис. 2 возможность уточнения объективного анализа путем привлечения спутниковых данных реализуется связью блоков 6 и 2.

Так как по данным МСЗ возможно непосредственное определение некоторых характеристик состояния атмосферы, например, температурных профилей при термическом зондировании, то целесообразно исследовать возможность использования информации МСЗ для диагноза и прогноза отдельных опасных для авиации атмосферных явлений.

Анализ на ЭВМ ТВ и ИК-снимков, а также АК-информации, получаемой с МСЗ, может выполняться на базе алгоритмов распознавания образов. В частности, их применение дает возможность автоматизации определения вида и количества облачности [13].

В зависимости от состояния облачного покрова в блоке 7 схемы рис. 2 по данным термического зондирования с МСЗ могут определяться вертикальные градиенты температуры [7], критические значения которых используются для прогноза, например, болтанки самолетов.

Дополнительным параметром, который применим для определения зон турбулентности на больших высотах, является коэффициент Профита K_{Π} [16]:

$$K_{\Pi} = \Sigma |\Delta T| - |T_2 - T_1|, \quad (8)$$

где $\Sigma |\Delta T|$ — абсолютная величина общего изменения температуры в слое независимо от знака; T_1 и T_2 — значения температуры на верхней и нижней границах слоя.

При статистической обработке связи значений K_{Π} с явлением болтанки получено, что для слоев 500—100 и 150—70 мбар критическим является значение $K_{\Pi}^{кр} = 13^\circ$, в случае превышения которого в слое вероятна болтанка.

Расчет горизонтальных градиентов радиационной температуры $\frac{\Delta R}{\Delta s}$ выполняется в блоке 8. Эта информация может быть непосредственно использована для определения зон болтанки самолетов, так как вероятность турбулентности при ясном небе для повышенных горизонтальных градиентах $\frac{\Delta R}{\Delta s}$, по данным [17], составляет до 20% на эшелоне 9 км.

С целью проверки возможности привлечения горизонтальных градиентов радиационной температуры для определения зон болтанки проводился расчет $\frac{\Delta R}{\Delta s}$ по картам радиационной темпера-

туры, полученным при зондировании с МСЗ в окне прозрачности 8—12 мкм для дней с облачностью не менее 8 баллов. При этом по температуре верхней границы облачности определялась ее высота в соответствии с методикой, приведенной в работе [3]. К рассчитанной высоте относились вычисленные по данным МСЗ «Метеор» и «Космос-226» значения $\frac{\Delta R}{\Delta s}$, которые сопоставлялись

с сообщениями пилотов о наличии или отсутствии болтанки при полете на соответствующем эшелоне.

Анализ показал, что потенциально описанными являются зоны с горизонтальными градиентами радиационной температуры, превышающими $6^\circ/100$ км. Оправданность принятия решения о возможности болтанки в зоне при значениях $\frac{\Delta R}{\Delta s} > 6^\circ/100$ км составила 82%.

Таким образом, блоки 6—8 схемы рис. 2 призваны в соответствии с информацией об облачности обеспечивать расчет горизонтальных и вертикальных градиентов температуры по данным МСЗ. Усовершенствование методик расчета параметров ветрового режима по спутниковой информации позволит уточнить диагноз и прогноз зон болтанки и струйных течений.

Блок 9 схемы рис. 2 предназначен для вынесения решения о наличии или отсутствии сложных для авиации метеорологических условий в данном районе на основе всей имеющейся информации. Методика, базирующаяся на применении адаптивных алгоритмов метода потенциальных функций, проверялась при определении возможности встречи с грозами, болтанкой и обледенением в полете. По данным аэрологического зондирования рассчитывались наиболее информативные параметры, которые автоматически упорядочивались (по их информативности) в процессе подготовки к принятию решения. Результаты распознавания сопоставлялись с сообщениями пилотов о встрече с опасными явлениями по трассе Москва—Токио, причем сроки зондирования не отличались более, чем на три часа, от сроков сообщений пилотов.

Следует заметить, что включение в число параметров характеристик состояния атмосферы, полученных по данным зондирования с МСЗ, в целом может привести лишь к автоматическому изменению (адаптации) их весов или порядка учета параметров в соответствии с их информативностью.

Численные эксперименты на ЭВМ по выбору метеорологических параметров для описания метеорологических ситуаций и по применению процедуры последовательного анализа на основе ме-

тода п. ф. [6, 11] были проведены при изучении отдельно гроз, болтанки и обледенения.

Анализ показал, что в качестве наиболее информативных параметров для прогноза гроз целесообразно использовать следующие метеорологические характеристики: $(T_8^* - T)_5$ — индекс Шоуолтера, $(T' - T)_{-20}$, $(T' - T)_{-10}$ — отклонения кривой состояния от кривой стратификации соответственно на уровнях изотерм -20°C и -10°C , $\sum_8 (T' - T)$ — сумма отклонений кривой состояния от кривой стратификации на уровнях 850 и 500 мбар, T_v — температура на вершине облака. Диагноз в 63 случаях наличия и 45 случаях отсутствия гроз при полетах рейсовых самолетов по трассе Москва—Токио обеспечил значение коэффициента Q , введенного А. М. Обуховым, равное 0,98 (при полной оправдываемости гроз).

Методика последовательного анализа применительно к исследованию условий возникновения болтанки рейсовых самолетов по трассе Москва—Токио обеспечила те же результаты диагноза в 48 случаях болтанки и 72 случаях ее отсутствия при использовании трех параметров: $\frac{\partial u}{\partial z}$ — вертикального градиента скорости

ветра; $\frac{\partial T}{\partial z}$ — вертикального градиента температуры и $\frac{\partial \alpha}{\partial z}$ — вертикального градиента направления ветра.

При применении метода последовательного анализа для определения возможности обледенения самолетов в полетах по трассе Москва—Токио использовались данные о высоте нижней границы облачности H и о температуре на уровне ближайшей к ней изобарической поверхности T_H . Результаты численных экспериментов, проведенных на небольшом независимом материале (14 случаев), свидетельствуют о возможности применения подобного подхода к определению зон обледенения ($Q = 0,64$ при оправдываемости обледенения 0,88), но требуют проверки их устойчивости при переходе к выборкам большого объема.

Совместное использование девяти наиболее информативных параметров для количественного описания синоптических ситуаций позволило различить классы A_1 (опасные ситуации) и A_2 (безопасные метеорологические ситуации), причем

$$A_1 = \bigcup_{i=1}^3 A_{i1}, \quad A_2 = \bigcap_{i=1}^3 A_{i2}, \quad (9)$$

где A_{i1} — подкласс метеорологических ситуаций, благоприятствующих возникновению гроз; A_{i2} — подкласс метеорологических ситуаций, при которых наблюдается болтанка самолета; A_{i3} — подкласс метеорологических условий, характерных для воз-

никновения обледенения; $A_{21} = A \setminus A_{11}$; $A_{22} = A \setminus A_{12}$; $A_{23} = A \setminus A_{13}$ — подклассы метеорологических ситуаций, при которых не возникает соответственно гроза, болтанка и обледенение.

Оценка результатов комплексного анализа 48 независимых метеорологических ситуаций показала, что значение Q при использовании метода Байеса составляет 0,58, а при применении процедуры Вальда достигает 0,91. Следует, однако, заметить, что в последнем случае принятие однозначного решения по девяти параметрам осуществлялось примерно для 85% объема выборки, а остальные ситуации не были отнесены к какому-либо классу, что потребовало дополнительного применения метода Байеса.

Результаты экспериментов по комплексному анализу сложных условий в полетах по трассе Москва—Токио свидетельствуют, с одной стороны, о целесообразности использования последовательного анализа, а с другой стороны, о необходимости увеличения размерности описания метеорологической ситуации.

Дальнейшее усовершенствование схемы последовательного анализа позволит полностью автоматизировать трудоемкие и довольно субъективные операции по принятию решений о возможности возникновения опасных явлений и сложных метеорологических условий.

ЛИТЕРАТУРА

1. Айзерман М. А., Браверман Э. М., Розоноэр Л. И. Метод потенциальных функций в теории обучения машин. М., «Наука», 1970. 384 с.
2. Водконский Ю. Н. Комплексы альтернативных прогнозов. — Межвузовский сб. «Проблемы авиационной метеорологии», изд. ЛПИ, 1976, вып. 61, с. 18—27. (ЛГМИ).
3. Гаевский В. Л., Гусева Л. Н. Определение высоты верхней границы облачности по данным метеорологических спутников. — «Труды ГГО», 1965, вып. 166, с. 295—298.
4. Гандин Л. С., Каган Р. Л. О построении системы объективного анализа разнородных данных на основе метода оптимальной интерполяции и оптимального согласования. — «Метеорология и гидрология», 1974, № 5, с. 3—10.
5. Гандин Л. С. Четырехмерный анализ метеорологических полей. Л., Гидрометеиздат, 1976. 62 с.
6. Еникеева В. Д. К вопросу определения потенциальных зон болтанки на ЭВМ. — Межвузовский сб. «Проблемы авиационной метеорологии», изд. ЛПИ, 1976, вып. 61, с. 70—81. (ЛГМИ).
7. Кондратьев К. Я., Тимофеев Ю. М. Метеорологическое зондирование атмосферы из космоса. Л., Гидрометеиздат, 1978. 280 с.
8. Покровский О. М. Оптимальные статистические процедуры пространственно-временного усвоения косвенной метеорологической информации. — «Метеорология и гидрология», 1975, № 7, с. 21—29.
9. Применение информации метеорологических спутников в анализе и прогнозе особых явлений погоды для авиации (пособие для синоптиков АМСГ, ЗАМЦ и МГАМЦ). Л., Гидрометеиздат, 1974. 66 с.
10. Репинская Р. П., Воротицкая А. В. О комплексации универсальных альтернативных прогнозов. — «Метеорология и гидрология», 1976, № 1, с. 16—23.

11. Солонин С. В., Еникеева В. Д. Методы теории распознавания образов в приложении к задачам авиационной метеорологии. — Межвузовский сб. «Проблемы авиационной метеорологии», изд. ЛПИ, 1976, вып. 61, с. 3—10. (ЛГМИ).
12. Солонин С. В., Еникеева В. Д. Алгоритмы принятия решения в автоматизированных системах управления воздушным движением. — Межвузовский сб. «Авиационная и космическая метеорология», изд. ЛПИ, 1977, вып. 64, с. 16—23 (ЛГМИ).
13. Сонечкин Д. М. Метеорологическое дешифрирование космических снимков Земли (количественные методы). — «Труды ГМЦ», 1972, вып. 98, 130 с.
14. Томир Ю. А. Методы отбора информативных признаков в задачах многомерной регрессии и распознавания образов. — «Труды ВНИИГМИ — МЦД», 1974, вып. 1, с. 70—87.
15. Фу К. Последовательные методы в распознавании образов и обучении машин. М., «Наука», 1971. 256 с.
16. Prophet D. T. High altitude clear air turbulence probability based of temperature profiles and rawinsonde alsesional rates. — Monthly weather review, 1970, v. 98, № 9.
17. Woods J. A., Panofsky H. A. Satellite radiances and clear air turbulence probabilities. — Boundary-Lager Meteorologie, 1973, v. 4, № 1/4, p. 361—375.

В. И. КОВАЛЕВ (ЛГМИ)

**ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТЕЙ
ТЕМПЕРАТУРНОГО ЗОНДИРОВАНИЯ АТМОСФЕРЫ
ПО ДАННЫМ СПЕКТРАЛЬНЫХ НАБЛЮДЕНИЙ
ВБЛИЗИ $\lambda \approx 2,5$ мм**

1. Введение

Задача восстановления вертикального профиля температуры по данным спектральных измерений интенсивности излучения (радиоярких температур $T_R(\nu_i)$ $i = 1, 2, \dots, n$, где n — количество измерительных каналов вблизи линии поглощения молекулярного кислорода $\lambda \approx 2,53$ мм) сводится к решению интегрального уравнения Фредгольма 1-го рода. Как известно, подобная задача является некорректной, так как даже малые погрешности в значениях $T_R(\nu_i)$ могут привести к каким угодно большим отклонениям восстановленного профиля $T(h)$ от истинного.

В настоящее время известно несколько методов, позволяющих преодолевать некорректность путем использования в процессе решения некоторой информации об искомой функции. Анализ современного состояния проблемы показывает, что для успешного решения обратных задач спутниковой метеорологии, частным случаем которых является задача термического зондирования атмосферы, необходима дальнейшая разработка совокупности следующих вопросов:

1) усовершенствование алгоритмов решения некорректных задач (с целью получения наименьшей погрешности определения искомой функции);

2) выбор количества, положения и ширины спектральных интервалов прибора и оценка информативности дистанционных измерений;

3) учет ошибок, связанных со спецификой используемого диапазона частот и измерительной аппаратуры;

4) выбор методов сопоставления восстановленных по данным дистанционных измерений значений искомой функции с результатами прямых наблюдений.

2. Математические аспекты решения обратных задач

Радиояркая температура системы «подстилающая поверхность—атмосфера» при зондировании в надир может быть записана в следующем виде:

$$T_{\pi}(\nu) = \kappa(\nu) \exp(-\tau(\nu)) + \int_0^H T(h) \gamma_{\nu}(h) \exp\left[-\int_h^H \gamma_{\nu}(h) dh\right] dh + \\ + [1 - \kappa(\nu)] \exp(-\tau(\nu)) \int_0^{\infty} T(h) \gamma_{\nu}(h) \exp\left[-\int_0^h \gamma_{\nu}(h) dh\right] dh + \\ + T_k [1 - \kappa(\nu)] \exp(-2\tau(\nu)), \quad (2.1)$$

где T_0 — температура подстилающей поверхности; $\kappa(\nu)$ — ее излучательная способность на частоте ν ; $\tau(\nu) = \int_0^H \gamma_{\nu}(h) dh$ — интегральное поглощение в атмосфере; $\gamma_{\nu}(h)$ — суммарный коэффициент поглощения атмосферных газов на высоте h над земной поверхностью; $T(h)$ — вертикальный профиль температуры атмосферы; T_k — яркостная температура космического излучения.

С учетом возможной полосы пропускания СВЧ радиометра можно считать, что для измерений может быть использована область частот $|\nu - \nu_0| \leq 1$ ГГц; где $\nu_0 = 118,75$ — резонансная частота молекулярного кислорода. Из данных модельных расчетов прямой задачи, выполненных по соотношениям, приведенным в [3, 4], следует, что в указанной области частот величина $T_{\pi}(\nu)$ определяется преимущественно третьим слагаемым. В то же время на частотах, наиболее удаленных от резонанса, радиояркость зависит также от излучения подстилающей поверхности (первое слагаемое в (2.1) и от составляющей нисходящего излучения атмосферы (третье слагаемое в (2.1)). Вклад космического реликтового излучения ($T_k = 2,7$ К) даже на $\nu = 117,5$ ГГц не превышает 0,03 К и им можно пренебречь.

В дальнейшем будем предполагать, что значения $T_0 \kappa(\nu_i) \times \exp(-\tau(\nu_i))$ нам известны (они, например, могут быть оценены со средней погрешностью $\leq 0,5$ К по данным наблюдений в тех участках спектра, где атмосфера более прозрачна). Тогда обусловленная только излучением атмосферы радиояркая температура будет

$$T_{\pi \text{ атм}}(\nu_i) = T_{\pi}(\nu_i) - T_0 \kappa(\nu_i) \exp(-\tau(\nu_i)) = \\ = \int_0^H T(h) \gamma_{\nu_i}(h) \left\{ \exp\left(-\int_h^H \gamma_{\nu_i}(h) dh\right) + [1 - \kappa(\nu_i)] \exp(-\tau(\nu_i)) \times \right. \\ \left. \times \exp\left(-\int_0^h \gamma_{\nu_i}(h) dh\right) \right\} dh = \int_0^H T(h) K(\nu_i, h) dh, \quad (2.2)$$

где

$$K(v_i, h) = \tau_i(h) \left\{ \exp \left(- \int_h^H \tau_i(h) dh \right) + \right. \\ \left. + [1 - \kappa(v_i)] \exp(-\tau(v_i)) \exp \left(- \int_h^h \tau_i(h) dh \right) \right\} \quad (2.3)$$

— ядро интегрального уравнения (весовая функция).

Выражение (2.2) представляет собой интегральное уравнение Фредгольма 1-го рода.

Наиболее общий подход к решению такого рода некорректных задач математической физики был сформулирован А. Н. Тихоновым в понятии регуляризатора [3].

Анализ различных методик решения и их сопоставление с общим математическим понятием регуляризатора (по Тихонову) позволяет сделать вывод о том, что решение уравнения (2.2) должно включать в себя три основных момента:

- а) математическое ведение априорной информации о решении;
- б) выбор оптимальных условий измерений функции $T_\pi(v)$;
- в) устойчивое решение системы алгебраических уравнений, полученное на основе реализации первого и второго этапов.

Необходимость введения априорной информации о решении связана с некорректностью уравнения (2), проявляющейся в том, что при наличии малых погрешностей в значениях $T_\pi(v_i)$ существует бесконечное множество решений исходного интегрального уравнения (и аппроксимирующей его системы алгебраических уравнений), имеющих самую различную структуру и сильно различающихся в соответствующих метриках пространств решений.

Важность проблемы оптимального выбора условий измерений функции $T_\pi(v)$ связана с техническими ограничениями, связанными с возможным диапазоном используемых частот, с выбором числа и полосы пропускания отдельных каналов, с корреляцией ошибок по отдельным каналам и пр.

В настоящее время наиболее разработанными и широко применяемыми методами решения некорректных задач являются следующие:

- а) метод α -регуляризации (априорные предположения об исходной функции носят довольно общий характер — ограниченность, гладкость) [3];

- б) метод статистической регуляризации (априорные предположения об искомой функции достаточно конкретны — принадлежность к эмпирической вероятностной совокупности с заданным средним $\bar{T}(h)$ и корреляционной матрицей D , полученной на основе статистической обработки многочисленных прямых измерений $T(h)$ [4].

Для решения задачи восстановления вертикального профиля температуры был применен метод α -регуляризации.

3. Предварительные результаты модельных расчетов температурного зондирования атмосферы по спектру радиоярких температур

Для решения обратной задачи был использован метод α -регуляризации с конечными разностями [3]. Весовые функции вычислялись согласно (2.3). Для решения бралась сетка на $h \in [0,46]$ км:

$$h_j = j \Delta h - 0,5 \Delta h, \quad (3.1)$$

где $j = 1, 2, \dots, n+1$; $v_j \in [117; 118,65]$ ГГц; $\Delta h = 2$ км.

Разбивая атмосферу на n слоев и присваивая каждому из полученных $n+1$ уровней индекс j , а каждой используемой частоте индекс i , получим

$$T_{ji} = \sum_{j=1}^n \frac{T_j + T_{j+1}}{2} K_{ij} (h_{j+1} - h_j), \quad (3.2)$$

где K_{ij} — значение весовой функции для частоты с индексом i и относящееся к середине слоя с границами j и $j+1$.

Преобразуя (3.2), получим

$$T_{ji} = \sum_{j=1}^n T_j \tilde{K}_{ij},$$

где

$$\tilde{K}_{ij} = \begin{cases} K_{i,j-1} (h_j - h_{j-1}) + K_{ij} (h_{j+1} - h_j); & j \in [2, n] \\ K_{ij} \frac{(h_j - h_{j-1})}{2} & \text{при } j = 1, n+1. \end{cases} \quad (3.3)$$

При решении задачи находился не сам профиль $T(h)$, а его отклонение от стандартного среднегодового $T_{ст}(h)$.

$$\Delta T_{ji} = T_{ji} - T_{ст,ji} = \sum_{j=1}^n \Delta T_j \tilde{K}_{ij}. \quad (3.4)$$

Априорным предположением относительно профиля $T(h)$ является гладкость.

Сглаживающий функционал примет вид

$$M^* = \sum_{i=1}^m \left(\sum_{j=1}^n \Delta T_j \tilde{K}_{ij} - \Delta T_{ji} \right)^2 + \alpha \sum_{j=2}^{n-1} \left(\frac{T_{j+1} - T_j}{\Delta h_j} \right)^2 \Delta h_j = \min \quad (3.5)$$

при нулевых граничных условиях,

ΔT , определяется из системы $n + 1$ уравнений:

$$\sum_{j=1}^{n+1} \Delta T_j \sum_{l=1}^m \tilde{K}_{lj} \tilde{K}_{l1} = \sum_{l=1}^m \Delta T_{sl} \tilde{K}_{l1},$$

$$\sum_{j=1}^{n+1} \Delta T_j \sum_{l=1}^m \tilde{K}_{lj} \tilde{K}_{l2} + \alpha \left[T_2 \left(\frac{1}{\Delta h_1} + \frac{1}{\Delta h_2} \right) - T_1 \frac{1}{\Delta h_1} - T_3 \frac{1}{\Delta h_2} \right] =$$

$$= \sum_{l=1}^m \Delta T_{sl} \tilde{K}_{l2},$$

(3.6)

$$\sum_{j=1}^{n+1} \Delta T_j \sum_{l=1}^m \tilde{K}_{lj} \tilde{K}_{lk} + \alpha \left[T_k \left(\frac{1}{\Delta h_{k-1}} + \frac{1}{\Delta h_k} \right) - T_{k-1} \frac{1}{\Delta h_{k-1}} - \right.$$

$$\left. - T_{k+1} \frac{1}{\Delta h_k} \right] = \sum_{l=1}^m \Delta T_{sl} \tilde{K}_{lk},$$

$$\sum_{j=1}^{n+1} \Delta T_j \sum_{l=1}^m \tilde{K}_{lj} \tilde{K}_{lm+1} + \sum_{l=1}^m \Delta T_{sl} \tilde{K}_{lm+1}.$$

Коэффициенты при ΔT_i имеют порядок $10^{-2} \div 10^{-12}$, поэтому при решении брался масштабирующий множитель 10^2 . Для выбора оптимального α применялся принцип минимакса, то есть оптимальным считалось такое значение α , при котором получался минимум максимального по высотным уровням отклонения предыдущего решения от последующего при уменьшении α :

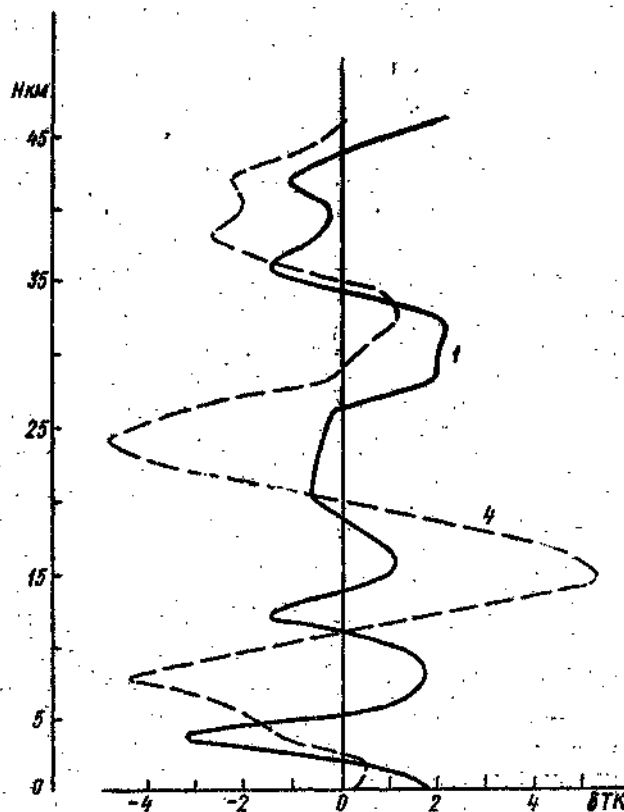
$$\min_{\alpha_k \rightarrow 0} \max \{ |T_{kj} - T_{k-1j}| \}. \quad (3.7)$$

С помощью предложенной методики по замкнутой схеме решалась задача температурного зондирования для различных вертикальных профилей температуры.

Во всех вариантах использовались весовые функции для среднегодового стандартного профиля $T_{ст}(h)$, рассчитанные для пяти частот: 117,75; 118,0; 118,4; 118,55 и 118,6 ГГц.

Для этих частот без учета ошибок измерений проводились расчеты по шести вариантам распределения $T(h)$. Два распределения были взяты из [2]: летний субполярный (вариант 1) и лет-

ний умеренный (вариант 4) профили, а остальные конструировались из средних путем внесения положительных и отрицательных отклонений на разных высотах. Решение находилось в абсолютных отклонениях от стандартного среднегодового распределения температуры, соответствующего ГОСТ 4401-64 [1]. Результаты восстановления приведены в табл. 3.1. На рисунке представлены графики абсолютных отклонений восстановленных профилей $T(h)$ от исходных профилей, соответствующих вариантам 1 и 4.



Графики абсолютных отклонений восстанавливаемых значений $T(h)$ для летних субполярного (1) и умеренного температурных профилей (4)

Как указывалось выше, для выбора α использовался метод минимакса.

В табл. 3.2 приведены результаты просчета вариантов 1—5 для ряда значений α , которые изменялись в пределах 10^{-7} — 10^1 . Эти данные позволяют оценить изменения средней абсолютной ошибки отклонения (погрешности восстановления) в зависимости от выбранного значения α .

Таблица 3.1

Результаты восстановления профилей $T(h)$

h_1 , км	Исходные профили $T(h)$ К						Восстановленные профили $T(h)$ К					
	T_1	T_2	T_3	T_4	T_5	T_6	$T_{1в}$	$T_{2в}$	$T_{3в}$	$T_{4в}$	$T_{5в}$	$T_{6в}$
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
0	290	300	295	299	289	295	291,8	301,3	312,8	299,3	322,8	296,8
2	279	289	292	285	292	284	279,3	289,3	297,6	285,4	308,6	284,3
4	270	280	281	273	296	275	266,8	276,8	282,8	271,4	294,4	271,8
6	255	265	269	262	282	260	256,3	266,3	268,8	259,5	282,2	261,3
8	242	252	256	250	270	247	243,7	253,7	252,8	245,6	267,9	248,7
10	231	241	242	233	258	236	231,2	241,2	236,1	231,8	258,5	236,2
12	227	237	228	222	246	232	224,5	234,5	224,5	224,0	245,0	229,5
14	224	234	217	218	246	229	224,7	234,8	219,5	223,2	243,2	229,8
16	224	234	209	218	248	229	225,0	235,0	215,5	222,7	241,2	230,0
18	225	235	210	220	252	230	225,1	235,1	213,4	222,7	239,0	230,1
20	226	236	215	222	233	231	225,3	235,3	213,4	221,8	236,5	230,3
22	226	236	221	225	225	231	225,4	235,4	215,0	221,5	234,0	230,4
24	227	237	223	227	227	232	226,6	236,6	218,4	222,2	232,4	231,6
26	230	240	228	228	228	235	229,7	239,7	224,2	224,9	232,8	234,7
28	233	243	221	230	236	238	234,9	244,9	232,1	229,7	235,2	240,0
30	238	248	234	234	234	243	240,0	250,0	240,0	234,4	237,6	255,0
32	243	253	243	238	238	248	245,2	255,2	248,2	239,1	240,0	250,2
34	250	260	253	243	243	255	250,3	260,3	255,9	243,8	242,4	255,3
36	258	268	261	251	251	263	256,5	266,5	264,9	249,5	245,9	261,5
38	263	273	266	258	258	268	262,6	272,6	273,9	255,3	249,2	267,6
40	268	278	272	262	262	273	267,8	277,8	281,8	260,0	251,6	272,8
42	275	285	274	268	268	280	273,9	283,9	290,8	265,7	255,0	278,9
44	280	290	279	272	272	285	280,0	290,1	299,7	271,4	268,4	285,0
46	283	293	281	276	270	281	285,2	295,2	307,6	276,1	260,9	270,2
Значение α , при котором проводилось восстановление профиля $T(h)$							0,1	0,1	0,1	5	5	0,1
Средняя абсолютная ошибка S_K восстановления $T(h)$							1,113	1,113	5,4	1,99	7,34	2

Таблица 3.2

Вариации погрешности восстановления в зависимости от параметра регуляризации α

α	S_{T_1}	S_{T_2}	S_{T_3}	S_{T_4}	S_{T_5}
10	1,246	1,246	13,6	2,32	7,05
5	1,222	1,222	12,9	1,99	7,34
1	1,136	1,136	9,5	3,07	9,79
0,5	1,124	1,124	7,5	4,05	11,3
0,1	1,113	1,113	5,4	5,89	13,8
0,05	1,113	1,113	7,3	6,44	14,2
0,01	1,165	1,165	11,4	7,06	14,8
$1 \cdot 10^{-2}$	1,375	1,375	11,1	5,07	16,9
$1 \cdot 10^{-4}$	1,586	1,586	9,1	2,98	18,4
$1 \cdot 10^{-5}$	1,635	1,635	8,7	2,58	18,8
$1 \cdot 10^{-6}$	1,64	1,64	8,7	2,54	18,9
$1 \cdot 10^{-7}$	1,641	1,647	8,7	2,53	18,9

Погрешность восстановления оценивалась по формуле (3.8)

$$S_T = \frac{\sum_{i=1}^n |T_{\text{ист}}(h_i) - T_{\text{восст}}(h_i)|}{n}, \quad (3.8)$$

где n — число слоев атмосферы.

Для 1-го варианта температурного профиля модельные расчеты были выполнены для 3, 4 и 5 частот зондирования. При изменении количества частот l значение α оставалось прежним, соответствующим минимальной погрешности восстановления для случая $l = 5$.

В условиях проведения эксперимента значения $T_n(v_i)$ известны с ошибкой. При модельных расчетах с учетом ошибок измерений предполагалось, что значения погрешностей в отдельных каналах некоррелированы, погрешности одинаковы для каждого канала и распределены по нормальному закону.

Расчеты проводились для нескольких вариантов распределения $T(h)$, причем значение α соответствовало оптимальному, найденному для случая отсутствия ошибок. Результаты численного моделирования сведены в табл. 3.3, 3.4.

Анализ результатов модельных расчетов, представленных в табл. 3.1—3.4, позволяет сделать следующие предварительные выводы.

Таблица 3.3

Вариации погрешности восстановления в зависимости
от количества частот

Количество частот	Используемые частоты ГГц	Средняя абсолютная ошибка S_T , К
5	117,75 118,0 118,4 118,55 118,6	1,11
4	117,75 118,8 118,55 118,6	1,12
3	118,0 118,55 118,6	1,14

Наименьшие погрешности восстановления для вариантов 1—3 наблюдались при $\alpha = 0,05—0,1$; для вариантов 4, 5 — при $\alpha = 5—10$. Минимальные средние ошибки восстановления отвечают профилям $T(h)$, близким по характеру к среднегодовому стандартному профилю температуры (варианты 1, 2). Для этих вариантов при изменении α примерно на два порядка величина погрешности возрастает примерно на 10% относительно минимального значения.

Таблица 3.4

Вариации погрешности восстановления в зависимости от величины
средних ошибок измерения $T_a(v_i)$

Средняя квадратичная ошибка измерения	Количество частот	S_T				
—	5	1,77	5,77	5,8	7,0	—
—	4	1,6	—	—	—	—
0,5	3	1,86	—	—	—	—
0,7	5	2,74	2,74	—	7,10	12,7
1	5	4,87	—	—	—	—

Профили, заметно отличающиеся от среднегодового (например, наличием инверсий), восстанавливаются с большой погрешностью — особенно вблизи поверхности и на высотах, где отмечается инверсия (варианты 3, 5). Погрешность может быть уменьшена путем использования весовых функций, адекватных восстанавливаемым температурным профилям, откуда следует необходимость географического и сезонного районирования при решении обратной задачи.

Кроме этого, при решении обратной задачи целесообразно осуществлять привязку значения температуры у поверхности земли $T(0)$. (Температура подстилающей поверхности может быть оценена по данным дистанционных измерений в СВЧ или ИК диапазонах).

2. Погрешность измерения радиояркостной температуры не должна превышать $\sim 0,5$ К. В противном случае ошибка восстановления сильно увеличивается.

3. Точность восстановления при переходе от пяти к трем частотам меняется незначительно, что позволяет сделать предварительный вывод о возможности температурного зондирования по данным измерений на трех частотах.

4. В дальнейшем необходимо провести аналогичные модельные расчеты с использованием метода статистической регуляризации, чтобы иметь возможность выбрать методику, обеспечивающую более точные результаты восстановления. Необходимо также провести расчеты с учетом конечной ширины пропускания отдельных каналов, что потребует введения усреднения и по частоте значений $T_\lambda(\nu)$ и $K(\nu, h)$. Необходимо оценить погрешность определения профилей $T(h)$ в условиях облачной атмосферы, при вариациях влажности атмосферы, температуры и излучательной способности подстилающей поверхности. Целесообразно исследовать эффективность применения итерационных процедур при решении обратной задачи и провести численные эксперименты по комплексному определению температурных профилей в СВЧ и ИК диапазонах.

ЛИТЕРАТУРА

1. Глаголев Ю. А. Справочник по физическим параметрам атмосферы. Л., Гидрометеониздат, 1970. 280 с.
2. Логвинов К. Т. Метеорологические параметры стратосферы. Л., Гидрометеониздат, 1970. 250 с.
3. Тихонов А. Н., Арсенин В. Я. Методы решения некорректных задач. М., Наука, 1974. 223 с.
4. Турчин В. Ф., Козлов В. П., Малкевич М. С. Использование методов математической статистики для решения некорректных задач. — «Успехи физ. наук», 1970, т. 102, вып. 3, с. 345—386.

А. Е. БАРАБАНОВ, А. С. СОЛОНИН, Н. В. СОЛОНИНА

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКОГО
ПРОГРАММИРОВАНИЯ И МЕТОДА ВЕТВЕЙ И ГРАНИЦ
ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ ПОДСИСТЕМЫ ПРИНЯТИЯ
ОПТИМАЛЬНЫХ РЕШЕНИЙ НА ПОЛЕТ
ВОЗДУШНЫХ СУДОВ**

Появление сверхзвуковой авиации и необходимость регулярной обработки данных искусственных спутников Земли при метеорологическом обеспечении полетов требует создания автоматизированной системы метеорологического обеспечения полетов (АСМОП) на базе высокопроизводительных ЭВМ [1—7].

Одной из центральных задач АСМОП является задача принятия решений на полет воздушных судов (ВС) или группы ВС. В работе [2] предлагается один из подходов к решению этой задачи. Полет ВС α считается возможным по маршруту r , если значение каждой из N функции $\{f_i\}_{i=1}^N$ на этом маршруте не больше того порога, который определяется летно-техническими характеристиками α . Метеорологическими условиями, влияющими на безопасность полета ВС, являются: высота нижней границы облаков и видимость на аэродромах вылета и посадки; наличие зон болтанки, грозовых явлений и обледенения на разных участках воздушных трасс; скорость перемещения зон опасных явлений и возможность маневра конкретного ВС с целью их обхода и т. д. Число критериев, определяющих метеорологическую обстановку на трассе, обычно велико, поэтому сокращение времени решения задачи их перебора значительно уменьшает время работы подсистемы принятия решений на полет ВС. В данной статье предлагается алгоритм оптимального перебора критериев безопасности, основанный на некоторых статистических данных об исследуемых маршрутах и ВС.

Оптимальный алгоритм принятия решений на полет ВС существенно зависит от выбора пороговых функций для каждого ВС. В статье приводится единая процедура построения этого алгоритма по произвольным порогам, определяемым пользователем (службой управления воздушным движением). Процедура основана на методах оптимизации на графах, в частности методе динамического программирования и методе ветвей и границ.

Аналогичная задача рассматривается в работах [7, 8], однако приводимые в них алгоритмы не минимизируют перебор в целом, а используют лишь пошаговую оптимизацию.

Пусть A — множество ВС, R — множество исследуемых маршрутов, $K = \{k_1, k_2, \dots, k_N\}$ — множество критериев безопасности полетов ВС. Для каждого критерия $k \in K$ введем пару функций: $f_k(a)$, $a \in A$ и $g_k(r)$, $r \in R$. Семейство функций $\{f_k(a)\}_{k \in K}$ задает пороги величин параметров метеорологических условий для ВС $a \in A$. Функции $\{g_k(r)\}_{k \in K}$ обозначают реальные значения наблюдаемых параметров, характеризующих метеорологическую обстановку на маршруте $r \in R$.

Будем интерпретировать критерии $k \in K$ как предикатные отображения:

$$k: A \times R \rightarrow \{0, 1\},$$

$$k(a, r) = \begin{cases} 1, & \text{если } f_k(a) \geq g_k(r), \\ 0, & \text{если } f_k(a) < g_k(r), \end{cases} \quad \forall k \in K, a \in A, r \in R.$$

Требуется определить отношение $S \subset A \times R$, выделяющее все пары (ВС, маршрут), допустимые для принятия решения на полет. Согласно постановке задачи

$$S = \bigcap_{k \in K} k^{-1}(1).$$

Любое вычисленное значение $g_k(r) = g$ выделяет в множестве A класс S_g , допустимых для полета ВС. Обозначим через $T(k) = \{T_{kl}\}_{l=1}^{l_k}$ — разбиение множества A , порожденное набором $S_k = \{S_{jk}\}_{j=1}^{j_k}$, а через $G(k) = \{G_{kl}\}_{l=1}^{l_k}$ — разбиение множества $g_k(R)$, порожденное разбиением $T(k)$. В этих обозначениях каждый алгоритм принятия решений на полет ВС имеет вид информационно-нагруженного дерева, каждой вершине l которого ставится в соответствие критерий $k(l) \in K$ и некоторое подмножество $S(l) \subset A$, а каждому выходящему из l ребру — одно из непустых множеств, входящих в $S(l) \cap T(k) = \{T_{kl} \cap S\}_{j=1}^{j_k}$. Корневой вершине приписывается множество ВС A , а остальным — множества ВС $S \cap S_{kj}$, определяемые входящим ребром.

Предположим, что для каждого критерия $k \in K$ и подмножества $S \subset A$ известна частота повторения события $\{S = \{a | f_k(a) \geq g_k(r)\}\}$ или, что то же самое, задана вероятность $g(k, j)$ каждого ребра j , соответствующего множеству $T_{kj} \in T(k)$. Предположим, что проверка безопасности полета для ВС $a \in A$ проводится с частотой $p(a)$. Кроме того, каждый критерий $k \in K$

обладает стоимостью его проверки $c(k)$, зависящей от времени вычисления функций $f_k(a)$ и $g_k(r)$. Обозначим через M_α множество всех вершин дерева α , а через $T_m = \{l_{im}\}_{i=1}^m$ — путь с множеством ребер $\{t_{im}\}_{i=1}^m$, соединяющий корневую вершину $l_0 = l_m$ с вершиной $m \in M_\alpha$.

В принятых обозначениях функционал качества алгоритма α имеет вид

$$J(\alpha) = \sum_{m \in M_\alpha} \sum_{a \in S(m)} \sum_{i=1}^m c(k(l_{im})) p(a) \prod_{j=1}^{m-1} q(k(l_{im}), t_{jm}). \quad (1)$$

Алгоритм принятия решений на полет ВС будем называть оптимальным, если соответствующее ему дерево α^* минимизирует функционал $J(\alpha)$. Оптимальное дерево может быть построено для любых подмножества $A_1 \subset A$ и $K_1 \subset K$, поэтому любое его поддерево есть оптимальное дерево некоторого алгоритма $\tilde{\alpha}$.

Методом построения оптимального алгоритма является динамическое программирование или метод ветвей и границ.

Пусть $\{l_j\}$ — совокупность дочерних вершин вершины l оптимального дерева. Обозначим через $v(l)$ стоимость поддерева с корневой вершиной l . Тогда

$$v(l) = \min_k \{c(k) + \sum_j q(k, j) v(l_j)\}. \quad (2)$$

Следовательно, получаем уравнение Беллмана (2) для поставленной задачи оптимизации (1), которое позволяет с помощью стандартных процедур динамического программирования построить оптимальное дерево, являющееся деревом принятия оптимальных решений на полет ВС.

Применение метода ветвей и границ удобно в случае, когда для каждой вершины l и критерия $k \in K$ можно вычислить функционал $\gamma(l, k)$ такой, что

$$\gamma(l, k) \leq c(k) + \sum_j q(k, j) v(l_j).$$

Функционал $\gamma(l, k)$ называется нижней границей стоимости. Для построения допустимого дерева решений каждой вершине l , начиная с корневой «сверху вниз», приписывается критерий k_l такой, что

$$\gamma(l, k_l) \leq \gamma(l, k), \quad \forall k \neq k_l.$$

Построив таким способом дерево решений, начинаем проверять на оптимальность поддеревья «снизу вверх» и перестраивать их в случае необходимости. После того как проверено на оптимальность поддерево в корневой вершине, построение оптимального дерева решений закончено.

Принцип работы метода ветвей и границ при построении оптимального дерева решений показан на рис. 1.

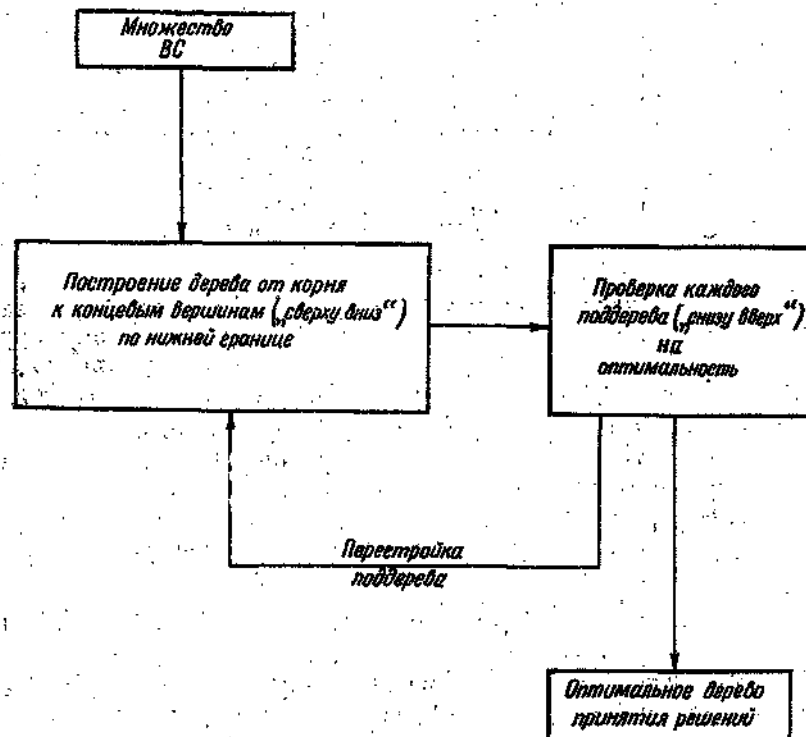


Рис. 1. Принципиальная блок-схема метода ветвей и границ при построении оптимального дерева принятия решений на поле ВС

Рассмотрим задачу принятия решений на полет ВС, относящихся к двум классам a_1 и a_2 . Безопасность полета определяется четырьмя критериями:

$$K = \{k_1, k_2, k_3, k_4\},$$

где k_1 и k_3 — видимость на аэродромах вылета и посадки, а k_2 и k_4 — высота нижней границы облаков на аэродромах вылета и посадки. Пусть $c(k) = (4, 1, 2, 5)$, а матрица частот событий $\{f_h(a) < g_h(r)\}$ имеет вид

$$\begin{pmatrix} 0,1 & 0,9 & 0,7 & 0,2 \\ 0,5 & 0,7 & 0,1 & 0,3 \end{pmatrix}.$$

Вычислим матрицы q , S и T :

$$q^* = \begin{pmatrix} 0,1 & 0,2 & 0,6 & 0,2 \\ 0,4 & 0,7 & 0,1 & 0,1 \end{pmatrix}.$$

$$S^* = \begin{pmatrix} a_1, a_2 & a_1 & a_1 & a_1, a_2 \\ a_2 & a_1, a_2 & a_1, a_2 & a_1 \end{pmatrix},$$

$$T^*(k, 1) = a_1, T^*(k, 2) = a_2,$$

где * — обозначает транспонирование. Будем считать, что частота использования ВС двух классов a_1 и a_2 одинакова, т. е. $p(a_1) = p(a_2) = \frac{1}{2}$.

Дерево оптимальных решений на полет ВС для рассматриваемой задачи приводится на рис. 2. Для его построения использован метод динамического программирования, основанный на уравнении Беллмана (2). Функционал качества (1) на дереве оптимальных решений принимает значение $J(\alpha_*) = 3,8685$. Отметим, что в случае перебора элементов множеств A и K в порядке их перечисления значение функционала качества для дерева решений увеличивается до $J(\alpha) = 4,7300$.

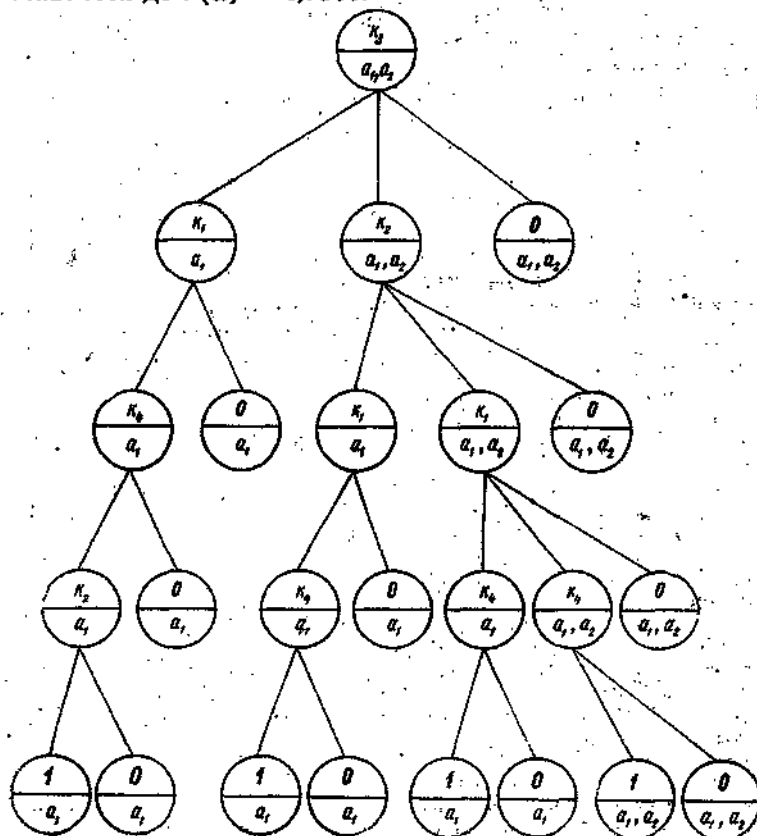


Рис. 2. Оптимальное дерево принятия решений на полет двух классов ВС a_1 и a_2 :

1 — разрешен полет; 0 — запрещен полет

Для уменьшения перебора динамическое программирование можно сочетать с методом ветвей и границ [9]. В данном случае оно означает перебор для каждого подмножества $S(I) \subset A$ всевозможных критериев из K , это исключает дополнительную перестройку поддеревьев. В связи с этим метод динамического программирования целесообразно использовать на «нижних» уровнях перебора, где подмножества $S(I)$ имеют малую размерность. Этот синтез двух методов приводит к значительному сокращению времени построения дерева решений.

В реальных условиях функционирования крупного аэропорта задачу принятия решений на полет ВС или группы ВС необходимо решать очень часто, поэтому сокращение среднего времени перебора метеорологических критериев $k \in K$ значительно повышает эффективность работы АСМОП. Рассмотренный алгоритм принятия решений на полет, основанный на синтезе динамического программирования и метода ветвей и границ, позволяет минимизировать среднее время перебора. Таким образом, подсистема принятия решений в АСМОП, реализующая предлагаемый алгоритм оптимизации, позволит повысить качество и эффективность метеорологического обеспечения полетов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Солонин С. В. О перспективах автоматизации метеорологического обеспечения полетов. — «Труды ЛГМИ», 1967, вып. 29, с. 150—158.
2. Солонин С. В., Протасова В. П. Алгоритмы управления в автоматизированной системе метеорологического обеспечения полетов. — «Труды ЛГМИ», 1968, вып. 34, с. 36—48.
3. Солонин С. В. Проблемы автоматизации метеорологического обеспечения полетов. — «Труды ЛГМИ», 1971, вып. 42, с. 3—11.
4. Солонин С. В. Математические аспекты синтеза автоматизированной системы метеорологического обеспечения полетов. — «Труды ЛГМИ», 1974, вып. 51, с. 3—8.
5. Солонин С. В., Еникеева В. Д. Методы теории распознавания образов в приложении к задачам авиационной метеорологии. — «Межвузовский сборник», изд. ЛПИ, 1976, вып. 61, с. 3—10. (ЛГМИ).
6. Барабанов А. Е., Солонин А. С. Решение одной задачи управления воздушным движением с применением машинно-ориентированной логики, основанной на принципе резолюции. — «Межвузовский сборник», изд. ЛПИ, 1976, вып. 61, с. 51—58 (ЛГМИ).
7. Солонин А. С. Алгоритмы принятия безопасных решений на полет воздушных судов. — «Межвузовский сборник», изд. ЛПИ, 1976, вып. 61, с. 59—63. (ЛГМИ).
8. Тимофеев А. В. Классификация метеорологических объектов при помощи полных систем решающих предикатов и опознающих графов. — «Метеорология и гидрология», 1975, № 1, с. 13—23.
9. Романовский И. В., Фрейман М. И., Шарапов В. И. Применение методов исследования операций для решения задач технической диагностики. — В кн.: Исследование операций и статистическое моделирование, 1972, вып. 1, с. 152—159.

В. В. ОСЕЧКИН (ЛГМИ)

САМОЛЕТНЫЕ МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ КОНЦЕНТРАЦИИ АТМОСФЕРНОГО ОЗОНА

Самолетные методы озонозондирования имеют наибольшие преимущества, если они используются не в отдельных кратковременных исследовательских программах, а при организации регулярных наблюдений за озоном на рейсовых самолетах, выполняющих полеты по воздушным трассам, которые пролегают в самых различных географических районах земного шара. В отличие от свободных уравновешенных аэростатов самолет, маневрируя по высоте и в горизонтальной плоскости, позволяет получить информацию о пространственно-временной структуре измеряемых параметров.

Использование самолетов в научных исследованиях имеет и другие важные преимущества. На борту самолета может находиться экспериментатор, который, осуществляя контроль за работой приборов, одновременно может проводить наблюдения за изучаемыми физическими явлениями. Кроме того, большая грузоподъемность самолета дает возможность устанавливать на борту научную аппаратуру самих различных габаритов и назначения.

Первые самолетные исследования атмосферного озона были выполнены еще в 1940—1941 гг. В Германии Эмертом. В послевоенные годы измерения концентрации озона на самолетах методом Глюкауфа—Эмерта производили в Англии Кэй, Брюер, Мэргетройд, в США — Регенер. В СССР впервые исследования концентрации озона на поршневых самолетах над некоторыми городами ЕТС были осуществлены А. С. Бритаевым. Методика измерения и некоторые результаты исследований указанных авторов подробно описаны в монографии А. Х. Хргиана [12]. Ниже будут рассмотрены методы измерения озона, использовавшиеся, в основном, в летных программах НИИАМ ЛГМИ в 1971—1979 гг.

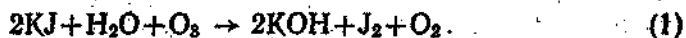
В НИИАМ ЛГМИ измерения озона на транспортных реактивных самолетах (ТРС) производятся с 1971 г. Исследования осуществлялись под руководством проф. С. В. Солонина по программе «Воздействие авиации на состав атмосферы». Непосредственными участниками исследовательских полетов были В. В. Осечкин (руководитель группы), В. С. Волкова и А. Ю. Баскин.

С 1976 г. самолетные исследования атмосферного озона проводятся совместно с ГосНИИ ГА.

Теоретические основы и методические аспекты техники забора атмосферного воздуха в условиях полета реактивного самолета изложены в работах [4, 6, 11].

Самолетные измерения атмосферного озона в зависимости от задач исследования можно производить химическими, электрохимическими, хемилюминесцентными и оптическими методами.

Химические методы. Имеется несколько химических методов определения озона в атмосферном воздухе. Наиболее широко распространен так называемый йодидный метод, основанный на известной химической реакции озона с нейтральным раствором йодистого калия. Метод заключается в определении содержания свободного йода, выделяющегося в водном нейтральном растворе йодистого калия при пропускании через него воздуха, содержащего озон. Выделение йода происходит по следующей реакции:



Одна из модификаций йодидного метода утверждена ГОСТом и принята Министерством здравоохранения СССР для санитарно-эпидемиологических учреждений [2]. Эта модификация йодидного метода была использована в НИИАМ ЛГМИ в 1971—1972 гг. в самолетных исследованиях атмосферного озона и подробно описана в работе [7].

В НИИАМ ЛГМИ был также апробирован роданоферратный метод определения озона, основанный на реакции взаимодействия оксидантов с двойным железно-аммониевым сульфатом $FeSO_4(NH_4)_2SO_4 \cdot 6H_2O$ (соль Мора) в кислой среде с образованием ионов трехвалентного железа, которое определяется колориметрически в виде железороданистого комплекса. Чувствительность определения озона составляет 0,1 мкг в анализируемом объеме поглотительного раствора. Подробно методика анализа воздуха на озон с помощью соли Мора изложена в работе [7].

Электрохимические методы. В самолетных исследованиях озона получили распространение две модификации электрохимического метода: с подачей внешнего напряжения на платиновые электроды электролитической ячейки (метод Глюкауфа—Эмерта, реализованный в озонозонде Брюера и Милфорда [14]) и без подачи внешнего напряжения (ячейка работает в гальваническом режиме—электрохимическая схема Херша и Дерингера [15]).

Одной из последних модификаций ячейки Брюера и Милфорда является озонометр конструкции Прухневича [20]. На платиновые электроды ячейки Прухневича подается внешнее напряжение 180 мВ, которое компенсируется эффектом деполяризации. Точность прибора $\pm 5\%$. Линейность выходного сигнала обеспечивается в диапазоне концентраций $0 \div 0,1$ мг/м³ при расходе анали-

зируемого воздуха через ячейку $3750 \text{ см}^3/\text{мин}$ и в диапазоне концентраций $0-2 \text{ мг/м}^3$ при расходе воздуха $200 \text{ см}^3/\text{мин}$. Коэффициент усиления выходного сигнала $1:1000$.

С помощью озонометра Прухниневича в ФРГ по программе «Тропосферный озон» под руководством Фабиана производились самолетные исследования концентрации атмосферного озона. Точность самолетного варианта прибора $\pm 10\%$.

Методы измерения концентрации озона на основе идей гальванического анализа вошли в практическую кулонометрию в последние годы благодаря работам Херша, Новака, Бертонна и В. З. Альперина.

Лабораторный вариант непроточной гальванической ячейки для измерения низких концентраций озона в атмосферном воздухе разработали Херш и Дерингер [15]. По-видимому, из-за конструктивных недоработок эта ячейка не вышла за рамки лаборатории. Однако электрохимическая схема Херша и Дерингера оказалась очень перспективной и вскоре была использована Комхиrom [16] при разработке им ячейки подобного типа для измерения вертикального распределения озона в атмосфере. Выход по току в ячейке Комхира составляет $93-94\%$. Погрешность измерений с интегральной повторяемостью 80% менее 10% [16].

Электрохимическая схема Херша и Дерингера использована в гальванической ячейке конструкции В. З. Альперина [1]. На базе ячейки Альперина в НИИАМ ЛГМИ был сконструирован самолетный электрохимический озонометр, который наряду с другими приборами использовался для измерения озона на воздушных трассах ТРС. Описание устройства кулонометрической ячейки и озонометра дано в работах [5, 9], поэтому ниже ограничимся лишь наиболее важными особенностями прибора.

В ячейке озонометра в качестве электролита использован не йодистый калий, как в ячейках Брюера и Комхира, а бромистый натрий. Применение бромистых солей дает по сравнению с йодистыми ряд преимуществ с точки зрения избирательности. Йодистый натрий в данном электролите является комплексообразователем ионов брома. При его отсутствии выходной сигнал снижается примерно в $2,5-3$ раза [1].

Другим очень важным преимуществом бромистых солей, по сравнению с йодистыми, является то, что они практически не разлагаются, в то время как йодиды способны разлагаться с выделением йода, который в этих случаях дает увеличение тока фона [1].

Ячейка Альперина в отличие от ячейки Брюера является непроточной. В этом отношении она имеет ряд преимуществ по сравнению с ячейками проточного типа: отсутствует устройство для равномерной подачи электролита в измерительную камеру, а следовательно, и отпадает необходимость в его постоянном обновлении. Это преимущество позволяет использовать реактив неопределенно долгое время, исключить из работы насоса функ-

цию распределения реактива, что в корне решает проблему его хранения. Кроме того, в непроточной схеме значительно уменьшается расход электролита, так как отсутствуют потери реагента, возможные вследствие его уноса проточным электролитом [1].

Специфическим свойством электролитической ячейки является наличие ионообменной мембраны между измерительным и вспомогательным электродами. Установка ионообменной мембраны приводит к снижению внутреннего сопротивления ячейки и к расширению шкалы прибора. Преимуществом мембраны перед обычно применяемыми в настоящее время стеклянными фильтрами является малое омическое сопротивление и его неизменность при длительной эксплуатации [1].

Точность озонометра $\pm 5\%$. Диапазон измерения концентраций $0-1 \text{ мг/м}^3$. Минимальная измеряемая концентрация озона при выходном сигнале $0,1 \text{ мкА}$ составляет $0,002 \text{ мг/м}^3$. На базе ячейки Альперина созданы газоанализаторы «Атмосфера» и «Атмосфера-2», в настоящее время используемые для исследований озона в воздухе, загрязненном промышленными выбросами.

С помощью газоанализатора «Атмосфера-2» автор статьи в 1977 г. производил измерения озона на сверхзвуковом транспортном самолете (СТС) ТУ-144.

Хемилюминесцентные методы. Хемилюминесцентный метод измерения озона основан на регистрации интенсивности свечения, возникающего в результате хемилюминесцентной реакции озона с сухим органическим соединением родамином В (из класса ксантеновых красителей).

В НИИАМ ЛГМИ был сконструирован самолетный хемилюминесцентный озонометр, собранный по схеме сцинтилляционного счетчика [10]. В качестве чувствительного элемента использовали хемилюминофор, приготовленный из отечественного родамина С по технологии Регенера [21] с незначительными изменениями.

Чувствительность озонометра $0,0015 \text{ мг/м}^3$, точность в диапазоне концентрации $0-1 \text{ мг/м}^3$ составляет $\pm 6\%$. Сравнение результатов измерений озона электрохимическими и хемилюминесцентными озонометрами показало, что выходные сигналы хемилюминесцентного озонометра систематически превышали показания электрохимического озонометра в среднем на 40—50%.

Хемилюминесцентный озонометр — не абсолютный прибор. Для определения концентрации озона в абсолютных единицах прибор градуировался по стандартному химическому методу [2].

Большим недостатком хемилюминесцентного озонометра является падение его чувствительности при длительном (более трех часов) непрерывном кондиционировании озono-воздушной смеси.

Ван Дийк и Р. Фалькенбург [22] при разработке хемилюминесцентного озонометра на родамине В в смеси с галловой кислотой учли эффект падения чувствительности при непрерывном кондиционировании озono-воздушной смеси. Указанные авторы сконструировали автоматически подстраиваемую электронную ка-

либровочную систему, благодаря которой прибор давал стабильные результаты в течение трех месяцев непрерывных измерений. Хемилюминесцентный датчик на основе родамина С в смеси с галловой кислотой для ракетного озонозонда разрабатывается в ЦАО под руководством С. П. Перова [3].

Принцип действия второго варианта хемилюминесцентного озонметра, разработанного совместно с МГУ [8], основан на хемилюминесцентной реакции озона с этиленом по схеме Уоррена и Бэбкона [23].

Поскольку в этиленовом озонметре хемилюминесцентная реакция протекает в газовой фазе, а не на твердой поверхности, как в озонметре Регенера, то отпадает упомянутая выше проблема падения чувствительности выходного сигнала, связанного со «старением» самой поверхности под воздействием озона.

Интенсивность хемилюминесцентного свечения прямо пропорциональна концентрации озона и не зависит от присутствия таких веществ, как NO , NO_2 , SO_2 , Cl_2 . Это является важным преимуществом данного метода по сравнению с кулонометрией и йодометрией. Такая специфичность хемилюминесценции этилена позволяет проводить широкие измерения концентрации озона в атмосферном воздухе, загрязненном продуктами сгорания топлива в двигателях реактивных самолетов.

Оптические методы. Оптические методы в основном применяются для исследования общего содержания атмосферного озона. Большой опыт измерения общего содержания озона с самолета накоплен в Главной геофизической обсерватории им. А. И. Воейкова (ГГО). В 1957 г. в ГГО по инициативе Г. П. Гушина организованы самолетные исследования общего содержания озона, которые периодически осуществляются и в настоящее время.

В связи с большими техническими трудностями забора атмосферного воздуха на борту реактивного самолета оптические методы приобретают особо важное значение при проведении автоматических измерений концентрации малых компонентов стратосферы на высотных дозвуковых и сверхзвуковых самолетах.

Самолетные оптические методы получили особенно большое развитие в последние годы (1973—1979 гг.) в связи с организацией различных национальных и международных программ, направленных на обеспечение чистоты и контроля атмосферного воздуха (CIAP¹, GASP² и др.). По этим программам производились самолетные измерения относительной концентрации озона (см. $\text{O}_3/\text{км}$) и других малых компонентов атмосферы оптическими методами на основе эффекта поглощения ими УФ и ИК-радиации.

¹ CIAP — Climatic Impact Assessment Program — Программа оценок воздействия на климат.

² GASP — Global Atmospheric Sampling Program — Программа глобального контроля состава атмосферного воздуха.

Методика измерений озона и других малых субстанций атмосферы подробно описана в трудах международных конференций по программе CIAP [19].

Коротко рассмотрим принцип работы оптических озонметров, используемых для самолетных измерений абсолютной концентрации озона.

По программе NASA³ — CIAP самолетные исследования концентрации озона и окиси азота производились на высотном реактивном самолете U-2 на высотах 18—21 км с помощью озонметра, разработанного под руководством Лоевентштейна [17]. Действие озонметра основано на эффекте поглощения озоном УФ-радиации с длиной волны 253,7 нм, излучаемой генератором — ртутной лампой. Принцип измерения озона основан на сравнении интенсивностей возмущенной и невозмущенной УФ-радиации. Описываемый прибор дает мгновенные значения концентраций озона на высоте полета, поскольку анализ воздуха на озон производился в отобранной пробе, поступающей непосредственно в самолет. Автоматические клапаны в системе воздухопроводов изолируют приборы от атмосферы и друг от друга до высоты 12 км, на которой клапаны открываются пилотом и начинается производство измерений. С момента включения пилотом клапанов вся система функционирует полностью автоматически.

Озонметр является серийным прибором, выпускаемым в США, но модифицирован для условий измерений на самолете U-2. Чувствительность прибора — 3 нбар озона.

Другой вариант оптического серийного озонметра, выпускаемого фирмой «Дасибя» (Калифорния, США), разработан Боуманом и Хораком [13]. Принцип действия прибора аналогичен принципу действия озонметра Лоевентштейна. Диапазон измерения концентрации озона $(0,003 \pm 20) \cdot 10^{-6}$ ед. (по объему), предел чувствительности $0,001 \cdot 10^{-6}$ ед., точность $\pm 1\%$, температурный диапазон $0 + 50^\circ \text{C}$. С 1975 г. по программе GASP с помощью этого озонметра производятся измерения концентрации озона на рейсовых реактивных самолетах «Боинг-747». В исследовательской программе совместно участвуют три авиакомпании: «Юнайтед Эйрлайнз» (США), «Пан Американ Уорлд Эйрвэйс» (США) и «Квантас Эйрвэйс» (Австралия) [18].

В заключение следует обратить внимание на необходимость организации программы регулярных измерений озона и других малых компонентов атмосферы на рейсовых самолетах гражданской авиации. При этом для измерения озона целесообразно использовать гальванические кулонометрические газоанализаторы (на основе ячейки В. З. Альперина), которые в кратчайшие сроки могут быть установлены на транспортных реактивных самолетах Аэрофлота.

³ NASA — National Astronautics and Space Administration — Национальное Управление по астронавтике и освоению космического пространства (США).

ЛИТЕРАТУРА

1. Альперин В. З. Кулометрическое определение микроконцентраций озона с помощью ячейки с непроточным электролитом. — В сб.: Автоматизация химических производств, 1969, вып. 5, с. 98—103.
2. Инструктивно-методические указания по организации исследования загрязнения атмосферного воздуха: М., изд. Мин-ва здравоохранения СССР, 1963. 204 с.
3. Исследование некоторых свойств хемилюминесцентных детекторов на подложках из пористых стёкол. — «Труды ЦАО», 1977, вып. 127, с. 38—41. Авт.: В. И. Коньков, В. Л. Миронова, С. П. Перов и др.
4. Осечкин В. В. О возможности исследования пространственного распределения атмосферного озона с помощью озонометра, установленного в кабине самолета. — «Метеорология и гидрология» 1974, № 2, с. 103—107.
5. Осечкин В. В. Об автоматическом измерении концентрации атмосферного озона на рейсовых самолетах гражданской авиации. — «Труды ЛГМИ», 1974, вып. 51, с. 190—195.
6. Осечкин В. В. Оценка возможной концентрации озона в кабинах СТС при различных режимах полета. — «Труды ЛГМИ», 1974, вып. 51, с. 196—203.
7. Осечкин В. В. Экспериментальное исследование содержания озона в кабинах реактивных самолетов химическим методом. — «Труды ГГО», 1974, вып. 324, с. 144—154.
8. Осечкин В. В., Самойлович В. Г., Филиппов Ю. В. Хемилюминесцентный анализатор озона. — «Вестник МГУ, сер. химия», 1977, № 3, с. 291—294.
9. Осечкин В. В., Самойлович В. Г. Исследование концентрации атмосферного озона на реактивных самолетах электрохимическим методом. — «Труды ГГО», 1978, вып. 406, с. 95—100.
10. Самолетное зондирование атмосферного озона хемилюминесцентным методом. — «Труды ГГО», 1976, вып. 357, с. 161—169. В. В. Осечкин, Г. П. Гушин, Л. Д. Прибытков и др.
11. Солонин С. В., Осечкин В. В. Измерение атмосферного озона на рейсовых самолетах гражданской авиации. — «Межвузовский сборник», изд. ЛПИ, 1976, вып. 61, с. 119—129. (ЛГМИ).
12. Хргиан А. Х. Физика атмосферного озона. Л., Гидрометеоиздат, 1973. 291 с.
13. Bowman L. D., Horak F. A. A continuous ultraviolet absorption ozone photometer. — «Air Qual. Instrum.», Vol. 2, Pittsburg, 1974, p. 305—315.
14. Brewer A. W., Milford J. R. The Oxford—Kew ozonesonde. — «Proc. Roy. Soc.», 1960, A256, p. 470—495.
15. Hersch P., Deuringer R. Galvanic monitoring of ozone in air. — «Anal. Chem.», 1963, vol. 35, № 7, p. 897—899.
16. Komhyr W. D., Grass R. D., Proulx R. A. Ozonesonde Intercomparison Tests. ESSA Technical Report, ERL85—APCL4. Final Report, June 1968. APCL, Boulder, Colorado, U. S. A., 1968, 74 p.
17. Loewenstein M., Paddock J. P., Poppoff I. G., Savage H. F. Insitu NO and O₃ measurements in the lower stratosphere from an U-2 aircraft. — «Proc. 3rd Conf. CIAP, February 1974», U. S. DOT, Washington, D. C., 1974, p. 213—215.
18. Nastrom G. D. Vertical and horizontal fluxes of ozone at the tropopause from the first year of GASP data. — «J. Appl. Met.», 1977, vol. 16, № 7, p. 740—744.
19. Proceedings of the 2nd (1972), 3rd (1974), 4th (1975) Conferences on the Climatic Impact Assessment Program, U. S. DOT, Washington, D. C.,

20. Pruchniewicz P. G. A new automatic ozone recorder for nearsurface measurements working at 19 stations on a meridional chain between Norway and South Africa. — «Pure Appl. Geophys.», 1973, vol. 106—108, № 5—7, p. 1074—1084.
21. Regener V. H. Measurements of atmospheric ozone with the chemiluminescent method. — «J. Geophys. Res.», 1964, vol. 69, № 18, p. 3795—3800.
22. Van Dijk, Falkenburg R. A. The quantitative determination of ozone reaction with Rhodamine B. — «Proc. 3rd Ozone Congress of the International Ozone Institute, May 4—6, 1977, Paris». Paris, 1977, vol. 3, p. 71—87.
23. Warren G. L., Babcock G. Portable ethylen chemiluminescent ozone monitor. — «Rev. Sci. Instrum.», 1970, vol. 41, № 2, p. 280—282.

В. И. ВОРОБЬЕВ (ЛГМИ), В. С. ФАДЕЕВ (ВИКИ)

СЕЗОННЫЕ ОСОБЕННОСТИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ФОРМ ОБЛАЧНОСТИ ПО СПУТНИКОВЫМ ДАННЫМ

При исследованиях облачного покрова по спутниковым данным до настоящего времени основное внимание уделялось анализу распределения среднего количества облаков и повторяемости градаций их количества [2, 5, 13, 15, 16 и др.]. Хотя большинство таких исследований выполнено по сравнительно небольшому ряду исходных данных или для ограниченных районов, все же они в известной мере позволяют составить представление о характере распределения общей облачности над большей частью северного полушария. Вместе с тем, несомненный научный и практический интерес представляют данные о распределении облаков различных форм. Однако исследования в этой области находятся в начальной стадии. Публикации весьма немногочисленны и содержат результаты анализа распределения только некоторых форм облаков и над ограниченными районами [6, 8, 9, 11]. При этом, как правило, использовались короткие ряды спутниковых данных. В то же время такие сведения могут быть полезны для оценок радиационного и теплового баланса земной поверхности и приземного слоя воздуха, преобладающего режима термодинамического состояния свободной атмосферы, условий взлета, полета и посадки летательных аппаратов и других целей.

В данной статье рассмотрено распределение повторяемости облаков всех форм и их сочетаний, выделяемых в процессе нефанализа, над атлантико-евразийском сектором северного полушария (40° з. д. — 140° в. д.) в июне и декабре. Выбор таких календарных отрезков времени определялся наличием исходного материала. Но так как июнь и декабрь являются типично летним и зимним месяцами, то можно надеяться, что анализ повторяемости различных форм облаков для этих периодов даст в целом правильное представление об основных особенностях их распределения в летний и зимний сезоны.

Исходными материалами послужили ежедневные картины нефанализа за июнь и декабрь 1967—1971 гг., построенные для момента, близкого к местному полдню. При обработке данных

была использована методика, разработанная авторами и изложенная в их совместной статье с С. В. Ивановым [6]. В соответствии с этой методикой повторяемость облаков различных форм определялась по равновеликим площадям [13] для пяти групп форм облаков.

Группировка 11 типов форм облаков и их сочетаний, принятых при нефанализе, произведена для повышения надежности статистических оценок и основана на представлении о процессах и условиях формирования облаков различных форм и, в первую очередь, на их связи с характером и интенсивностью вертикальных движений и температурной стратификацией атмосферы.

В первую группу входят кучевообразные (кучевые) облака, возникающие при умеренно развитой конвекции, как правило, в однородных воздушных массах.

Во вторую группу включены облака, возникающие при сильно развитой конвекции, то есть кучево-дождевые, наблюдаемые как отдельные образования, так и в сочетании с другими формами.

В третью группу включены случаи, когда кучевые облака наблюдаются вместе со слоисто-образными и перистыми.

В четвертую группу входят облака, возникающие чаще всего при наличии в атмосфере слоев инверсии. К ним отнесены слоистообразные, слоисто-кучевообразные и перистообразные, в том числе в сочетании со слоистообразными.

Пятая группа включает в себя случаи с многослойной (фронтальной) облачностью.

Каждый случай фиксирования одной из форм или сочетания форм облаков в данном квадрате рассматривался как единичное наблюдение, которое включалось в дальнейшую обработку. При этом повторяемость облаков каждой группы форм определялась как отношение числа наблюдений данной группы к общему числу наблюдений, включая случаи ясного неба, когда форма облаков при нефанализе не определяется, а не отношением к числу наблюдений, в которых было зафиксировано наличие облачности, как это сделано в цитированной работе [6]. Поэтому в настоящей статье, кроме данных о повторяемости различных групп форм облаков, приведены сведения о повторяемости ясного неба, т. е. случаев, когда на всей площади квадрата количество облаков было менее 20% *.

На рис. 1 приведено распределение повторяемости кучевых облаков в июне. Как видно, область высокой повторяемости кучевых облаков (более 30%) занимает центральную часть акватории Северной Атлантики, почти всю Европу и Западную Сибирь (исключая крайние северные районы), восточную часть Средней Азии, Алтай и расположенные южнее горные пустыни, северо-западную область Тибета.

* Данные за июнь месяц обработаны студенткой ЛГМИ И. В. Коробкиной.

Положение области наиболее высокой повторяемости (более 40%) совпадает с положением центральной части азорского антициклона и его гребня, распространяющегося на Европу [1].

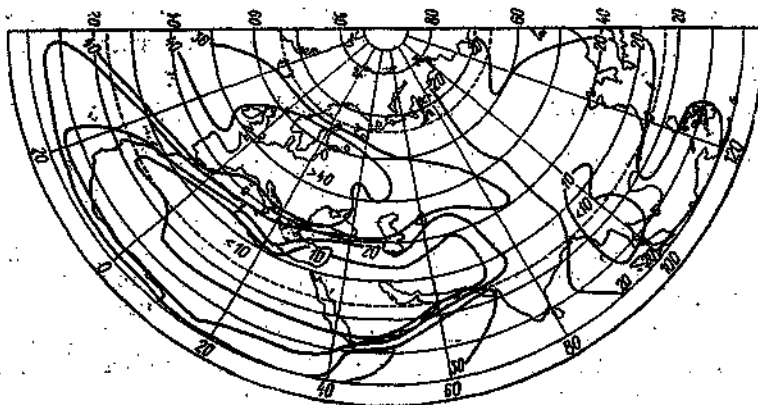


Рис. 1. Повторяемость кучевых облаков в июне

В антициклоне над сравнительно холодной поверхностью Северной Атлантики в дневные часы наблюдается умеренно развитая конвекция, приводящая к образованию преимущественно кучевых облаков. Кучево-дождевая облачность в таких условиях возникает редко и ее повторяемость не превышает 5—10% (рис. 2).

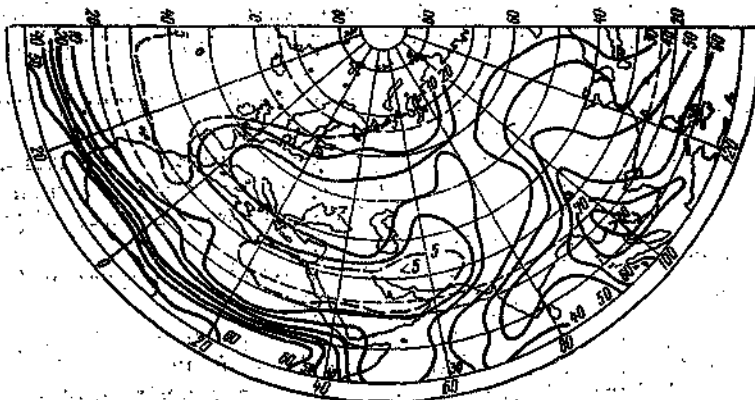


Рис. 2. Повторяемость кучево-дождевых облаков как отдельных образований, так и в сочетании с другими формами в июне.

Над центральными и южными районами Европы условия для развития конвекции днем более благоприятные, чем над океаном. Поэтому здесь, наряду с высокой повторяемостью кучевых обла-

ков, сравнительно часто наблюдается кучево-дождевая облачность. В горных районах (Восточные Альпы, Карпаты, Кавказ) повторяемость кучево-дождевой облачности достигает 27—29%. Суммарная повторяемость облаков конвективного развития над центральными и южными районами Европы достигает 60—70% и, таким образом, этот тип облаков в июне здесь является преобладающим.

К северу и к югу от области высокой повторяемости кучевых облаков уменьшение повторяемости происходит по разным причинам. В северном направлении убывает поток солнечной радиации, уменьшается в связи с этим нагревание подстилающей поверхности в дневные часы и, следовательно, убывает интенсивность конвекции. В южном направлении падает относительная влажность воздуха, так что даже при хорошо развитой конвекции уровень конденсации часто не достигается. В восточной части Северной Атлантики вблизи побережья Африки развитие конвекции и кучевообразной облачности затрудняется наличием пассатной инверсии.

Основная зона наименьшей повторяемости кучевых облаков (менее 10%) располагается над северными областями Африки, Аравией и Иранским нагорьем. Ее средняя линия проходит между тропиком и широтным кругом 30° , резко опускаясь к югу до широты 10° у западного побережья Африки. Эта область охватывает юго-западную периферию южно-азиатского минимума давления и находится в зоне климата тропических пустынь (по Л. С. Бергу [3]). Для такого климата характерна большая сухость воздуха и высокое положение уровня конденсации, который почти никогда не достигается при термической конвекции, несмотря на ее интенсивное развитие в связи с сильным прогреванием подстилающей поверхности.

Над континентом зона перехода между областями высоких и низких значений повторяемости кучевых облаков довольно узкая и располагается над внутренними морями: Средиземным, Черным, Каспийским. Так, если у северных берегов центральной части Средиземного моря повторяемость кучевых облаков равна 40%, то у южных берегов она менее 20%.

Над восточной частью акватории Северной Атлантики и Африкой южнее средней линии зоны наименьшей повторяемости кучевых облаков, начинается довольно медленное возрастание к югу частоты их появления. Только южнее $5-7^\circ$ с. ш. повторяемость облаков этой формы резко увеличивается, достигая вблизи экватора 30% и более.

Увеличение повторяемости кучево-дождевой облачности к югу от средней линии ее минимальной повторяемости происходит существенно быстрее, чем кучевых (рис. 2). Над Африкой и восточной частью экваториальной акватории Северной Атлантики, в области максимальной повторяемости облачных систем ВЗК

[9] (между 5 и 10° с. ш.), повторяемость кучево-дождевых облаков превышает 60%.

Таким образом можно сделать вывод, что над обширными районами северного полушария, включающего в себя восточную часть Северной Атлантики, Северную Африку, Европу, западную часть Азии (до 80° в. д.), распределение кучевых и кучево-дождевых облаков имеет зональный характер. Причем в распределении кучевых облаков имеется два максимума: в умеренных широтах и в экваториальной зоне, и два минимума: в высоких широтах и в субтропиках. В целом аналогичный характер имеет распределение кучево-дождевых облаков над континентальной частью района, только над западом Африки южный максимум несколько смещен к северу, так что по направлению к экватору повторяемость кучево-дождевых облаков несколько уменьшается. Над Северной Атлантикой в распределении кучево-дождевых облаков имеется один обширный минимум во внетропических и субтропических широтах и один максимум в экваториальной области.

Над восточной частью Азии (к востоку от 90° в. д.) распределение конвективной облачности имеет существенно иной характер. Повторяемость кучевых облаков здесь невелика и почти повсеместно, за исключением восточной части Микронезии, менее 20%. Над западными районами Индокитая она даже меньше 10% (см. рис. 1). Однако это не указывает на то, что здесь отсутствуют благоприятные условия для развития конвективных облаков. Наоборот, поступление на прогретый континент очень влажного морского воздуха в системе муссонной циркуляции, характерной для этого района летом, приводит к возникновению в полуденные часы преимущественно кучево-дождевых облаков (см. рис. 2). Область высокой повторяемости кучево-дождевой облачности (более 40%) охватывает полуостров Индостан, всю Юго-восточную Азию и прилегающую к ним с юга акваторию Индийского и Тихого океанов. Здесь почти везде суммарная повторяемость кучевой и кучево-дождевой облачности достигает 60%, а в районах влияния муссона Индийского океана она превышает 70%. Конвективные облака в приэкваториальной области Индийского и Тихого океанов генетически связаны с ВЗК, ось области максимальной повторяемости облачных систем которой находится примерно на 5° с. ш. [9].

Распределение повторяемости кучевых облаков в сочетании со слоистообразными и перистыми (рис. 3) имеет сходство с распределением повторяемости кучевых облаков, объясняемое тем, что летом в формировании облачности этого типа значительный вклад вносит конвекция. Поэтому над большей частью рассматриваемого района распределение имеет зональный характер. Над северными районами Африки, Аравией, Иранским нагорьем, северной частью полуострова Индостан располагается обширная область низких значений повторяемости облаков этого типа, к югу

от которой повторяемость несколько повышается. Характерны увеличение повторяемости над Аравийским морем и наличие минимума повторяемости над полуостровом Индокитай, отмечаемые и для кучевой облачности. К северу от основного минимума наблюдается увеличение повторяемости, которое, однако, не сменяется в более высоких широтах, как у кучевых облаков, ее уменьшением. Это обстоятельство, надо полагать, связано с тем, что с широтой ослабевает интенсивность конвекции и поэтому возрастает вклад в повторяемость облаков данного типа «слоистообразной составляющей».

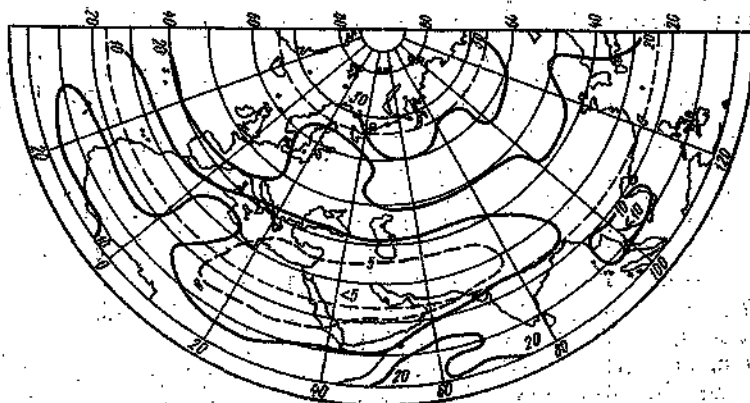


Рис. 3. Повторяемость кучевых облаков в сочетании со слоистообразными и перистыми в июне

Очень своеобразно распределение повторяемости облаков четвертой группы: слоистообразных, слоисто-кучевообразных и перистых облаков, а также перистообразных в сочетании со слоистообразными (рис. 4). Над большей частью атлантико-евразийского сектора северного полушария повторяемость этих облаков менее 5%. Она превышает 10% в экваториальной части акватории Аравийского моря и Бенгальского залива. ТВ аппаратура ИСЗ, очевидно, фиксирует в этом районе перистообразную облачность, образующуюся при растекании вершин кучево-дождевых облаков. Так, Л. С. Минина отмечала, что в области ВЗК часто встречаются перистые облака такого происхождения [10].

Другая область повышенной повторяемости (более 20%) находится над Гренландским и Норвежским морями и по своему положению совпадает с максимумом повторяемости подвижных циклонов [12]. Возможно, что иногда связанные с циклонами массивы фронтальных перистых и слоисто-дождевых облаков, при небольшой вертикальной мощности последних, не классифицируются как фронтальные (многослойные), а относятся к формам облаков, включенных в рассматриваемую группу сочетаний форм.

Весьма характерно наличие в восточной части субтропической зоны Северной Атлантики и в крайних северо-западных районах Африки ограниченной по площади области очень высокой повторяемости облаков четвертой группы (более 50% в центральной части). Формируется она, очевидно, за счет большой повторяемости слоистообразных и слоисто-кучевых облаков, образующихся под пассатной инверсией. Возможно также, что при дешифрировании ТВ снимков, туманы, часто наблюдающиеся в зоне Африканского пассатного течения, могут иногда идентифицироваться как слоистообразные облака.

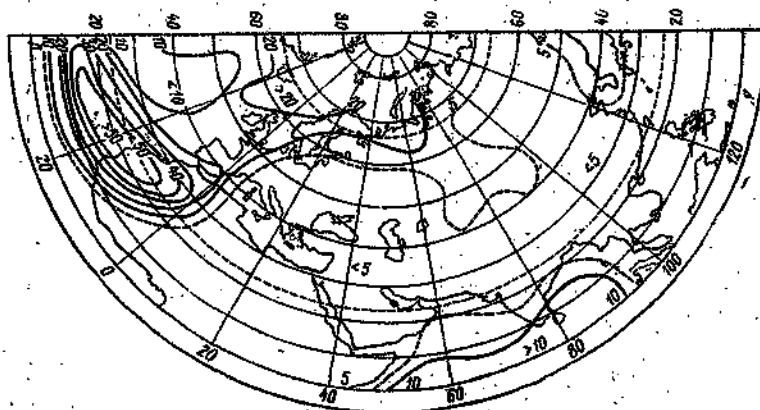


Рис. 4. Повторяемость слоистообразных, слоисто-кучевообразных и перистообразных облаков, включая сочетание последних со слоистообразными в июне

Повторяемость фронтальной (многослойной) облачности в июне в целом по всему сектору мала и увеличивается с юга на север (рис. 5). Сравнение рис. 5 с картой повторяемости подвижных циклонов в июле [12] показывает близкое совпадение областей наибольшей повторяемости фронтальных облаков с областями максимума повторяемости циклонов, как над Северной Атлантикой, так и над юго-востоком Азии и прилегающей к ней акваторией Тихого океана. Первая область высокой повторяемости фронтальных облаков, продолжение которой можно наметить вдоль северного побережья Евразии, связана с северной ПВФЗ умеренных широт, а вторая — с субтропической и южной ПВФЗ умеренных широт [4].

Поскольку повторяемость различных форм облаков и их сочетаний рассчитывалась с учетом всех наблюдений, то представляет интерес рассмотрение повторяемости случаев (дней) ясного неба (рис. 6).

Область наибольшей повторяемости ясного неба в полуденные часы (более 50%) имеет широтную ориентировку и находится над северными районами Африки, Аравией и Иранским нагорьем.

В центральной части этой области повторяемость ясного неба превышает 90%, причем она довольно быстро убывает в меридиональном направлении. Над Африкой, южнее 10° с. ш., она менее 10%. Над большей частью Европы повторяемость ясного неба находится в пределах от 5 до 10% и только над северо-западными

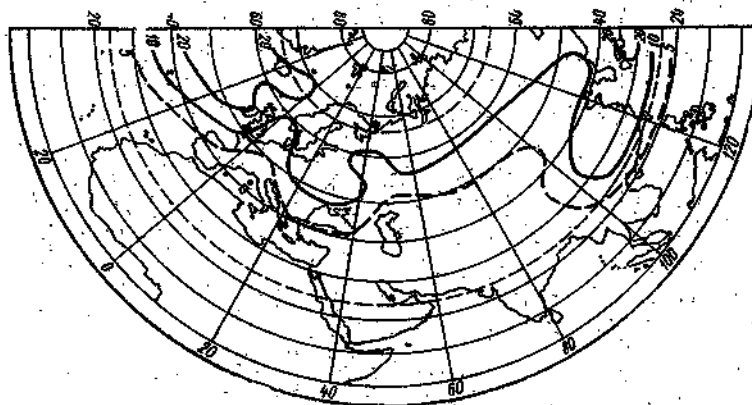


Рис. 5. Повторяемость многослойной (фронтальной) облачности в июне.

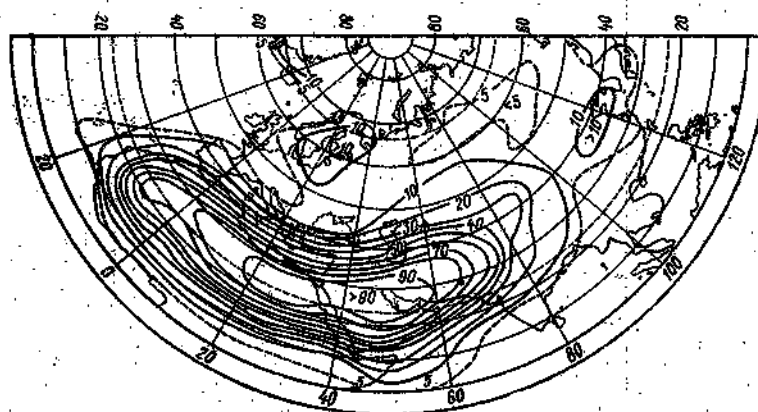


Рис. 6. Повторяемость ясного неба в июне.

районами немного превышает 10%. В северных и восточных районах Азии повторяемость ясного неба, как правило, составляет 5—10%. Очень мала (менее 5%) повторяемость ясного неба над океанами. Сопоставление рис. 6 с картой повторяемости ясного неба в тропической зоне в августе 1968 г. [2], построенной примерно по той же методике, показывает хорошее качественное согласие, хотя в количественных оценках, естественно, имеются некоторые расхождения.

От июня к декабрю над континентальной частью сектора, за исключением Юго-Восточной Азии и Дальнего Востока, повторяемость кучевых облаков уменьшается за счет ослабления интенсивности конвекции над холодной подстилающей поверхностью при преобладающем выносе теплого воздуха по западной периферии азиатского максимума давления (рис. 7). В этих условиях, как

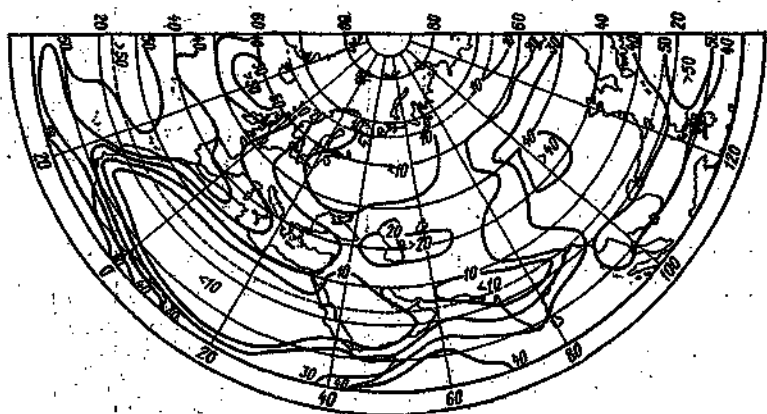


Рис. 7. Повторяемость кучевых облаков в декабре

увидим далее, существенно большую повторяемость будут иметь кучевые облака в сочетании со слоистообразными и перистыми. Над Юго-Восточной Азией и Дальним Востоке, где располагается восточная периферия азиатского антициклона, создаются благоприятные условия для образования конвективной облачности в холодном воздухе, поступающем на сравнительно теплую (в дневные часы) подстилающую поверхность. Но так как влажность этого воздуха невелика, то конвекция приводит к образованию только кучевых, а не кучево-дождевых облаков, повторяемость которых здесь мала (рис. 8).

Над океанами, в целом, повторяемость кучевых облаков от июня к декабрю увеличивается, а над внутренними морями, на фоне малой повторяемости, формируются области повышенной повторяемости кучевых облаков при одновременном существенном увеличении повторяемости сочетаний кучевых облаков со слоистообразными и перистыми (рис. 9). На это обстоятельство, в частности, указывается в работе Т. П. Поповой и др. [13]. Южнее Исландии повторяемость кучевых облаков достигает 50%. В экваториальной части Атлантического океана на 10—15% возрастает повторяемость кучевых облаков при одновременном существенном уменьшении повторяемости кучево-дождевых облаков. Это обстоятельство, надо полагать, связано с уменьшением в этом районе от лета к зиме повторяемости ВЗК, с характерной для нее кучево-дождевой облачностью [9]. Над атлантико-евразийским

сектором северного полушария от июня к декабрю почти повсеместно значительно уменьшается повторяемость кучево-дождевых облаков (рис. 8). Это хорошо заметно в тропической части Северной Африки и связано со смещением к югу (в южное полушарие) зоны максимальной повторяемости ВЗК [9]. Еще более значительное уменьшение повторяемости кучево-дождевой облачности от июня к декабрю наблюдается над Юго-Восточной Азией. Это находит объяснение в сезонной смене юго-западного летнего муссона на зимний северо-восточный пассат. Небольшое повышение (на 5—10%) повторяемости кучево-дождевой облачности отмечается в Северной Атлантике вблизи тропика, т. е. на юго-западной периферии азорского максимума, а также над севером Скандинавии и Кольским полуостровом, где с этой облачностью связаны снежные «заряды».

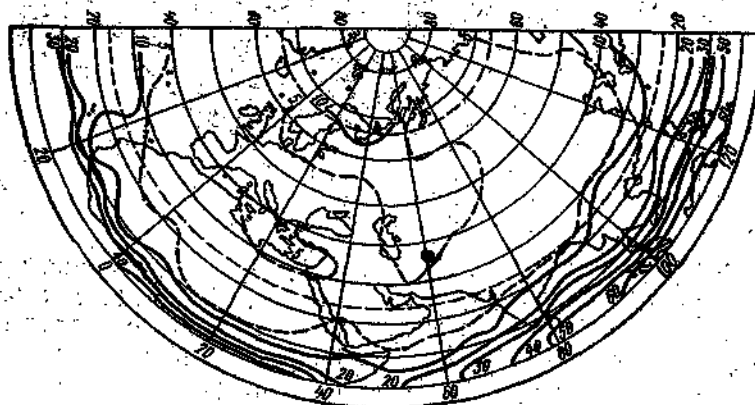


Рис. 8. Повторяемость кучево-дождевых облаков как отдельных образований, так и в сочетании с другими формами в декабре

Наиболее высокая повторяемость кучевых облаков в сочетании со слоистообразными и перистыми наблюдается в северной части Евразии (рис. 9). Здесь такая облачность образуется в сравнительно теплом и влажном воздухе, поступающем на континент с Атлантики по северо-западной периферии азиатского максимума давления. Над Европой, Западной Сибирью, Африкой и Индийским океаном повторяемость этих облаков убывает с севера на юг и вблизи экватора составляет менее 10%. Таким образом, в этой части сектора распределение имеет зональный характер с одним максимумом в высоких широтах и одним минимумом вблизи экватора. Над Атлантическим океаном повторяемость составляет 15—20% и возрастает с запада на восток. Более сложное распределение повторяемости характерно для восточной части Азии, где в меридиональном направлении чередуются области максимумов и минимумов. Максимум над юго-востоком Китая образует-

ся вследствие охлаждения влажного теплого воздуха, поступающего на континент с Южно-Китайского моря. Минимум повторяемости в средних широтах находится в центральной части азиатского антициклона.

В целом над большей частью внетропической зоны атлантико-евразийского сектора северного полушария, за исключением крайних северо-западных и северо-восточных районов, повторяемость сочетаний кучевых облаков со слоистообразными и перистыми от июня к декабрю возрастает. В южной части тропической зоны повторяемость этой группы форм облаков немого (на 5—10%) уменьшается.

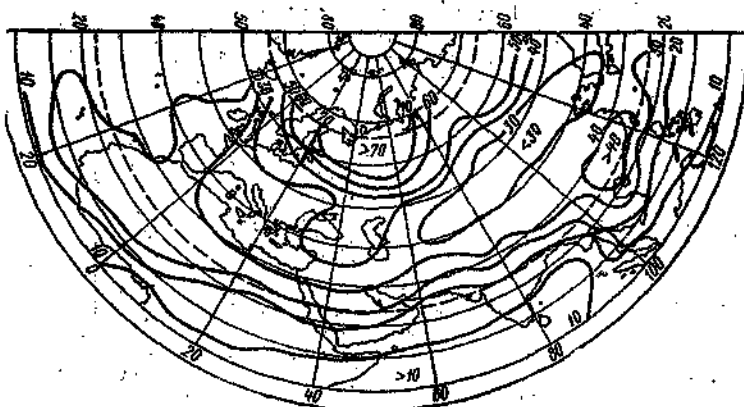


Рис. 9. Повторяемость кучевых облаков в сочетании со слоистообразными и перистыми в декабре

Распределение повторяемости четвертой группы форм облаков: слоистообразных, слоисто-кучевых и перистообразных, включая их сочетание со слоистообразными, в декабре существенно отличается от распределения в июле (рис. 10). Над океанами, исключая центральную часть Северной Атлантики, повторяемость облачности этого типа от лета к зиме убывает, а над континентальной частью — возрастает. Только в высоких широтах Евразии наблюдается небольшое уменьшение повторяемости. Такое изменение в характере распределения связано с перестройкой барико-циркуляционного режима. Зимой, в антициклональных условиях, над континентом часто возникают мощные инверсии как динамического, так и радиационного происхождения, которые днем не успевают исчезнуть, и слоистообразная (слоисто-кучевая) облачность, образовавшаяся ночью, в светлое время суток не рассеивается. Другое дело летом, когда надконтинентом возникают преимущественно ночные радиационные инверсии, которые с восходом Солнца исчезают, исчезает и слоистообразная (слоисто-кучевая) облачность. Над океанами, наоборот, инверсии чаще возни-

кают летом, и поэтому в это время года здесь повторяемость слоистообразных и слоисто-кучевых облаков больше, чем зимой. Понижение повторяемости облачности данного типа в приэкваториальной зоне Атлантического, Индийского и Тихого океанов от июня к декабрю, надо полагать, связано с уменьшением повторяемости перистых облаков, образовавшихся от растекания вершин кучево-дождевой облачности ВЗК, повторяемость которой от лета к зиме уменьшается. Кроме того, область максимальной повторяемости ВЗК смещается в сторону экватора, а над Индийским океаном переходит в южное полушарие [9].

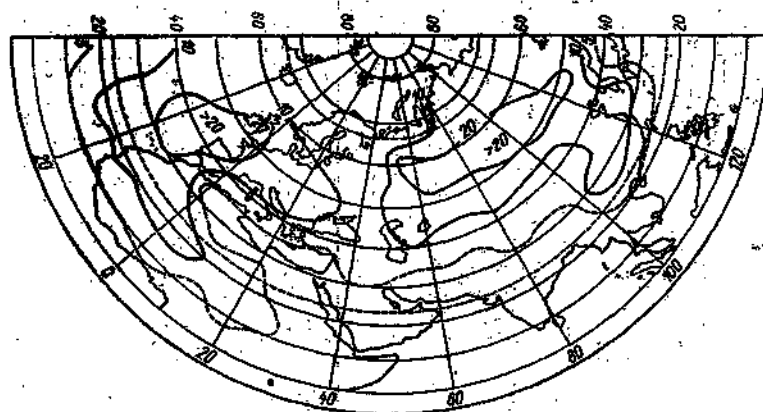


Рис. 10. Повторяемость слоистообразных, слоисто-кучевых и перистообразных облаков, включая сочетание последних со слоистообразными в декабре

В распределении повторяемости многослойной (фронтальной) облачности в декабре имеются следующие особенности (рис. 11). Над Северной Атлантикой и Европой повторяемость увеличивается с юга на север, превышая в северной части зоны умеренных широт 30%. В западной части Азии наибольшая повторяемость многослойной облачности (более 20%) наблюдается в широтном поясе 40—50°. Слабо выраженная область повышенной повторяемости расположена над юго-восточными районами Азии и прилегающими морями. От июня к декабрю почти над всем атлантико-евразийским сектором северного полушария повторяемость фронтальной облачности увеличивается. Это связано с усилением циклонической деятельности зимой как над океанами, так и над материками. Южная граница области наблюдаемости фронтальной облачности летом по сравнению с зимой смещена к югу примерно на 10° широты, что объясняется сдвигом к югу северной и южной ПВФЗ умеренных широт и областей максимальной повторяемости подвижных циклонов [4, 12].

В декабре зона повышенной повторяемости ясного неба находится над Северной Африкой, Аравией, Аравийским морем, северной частью Индостана и Индокитаем (рис. 12). Срединная линия этой области у западного побережья Северной Африки находится примерно на 15° с. ш. и, равномерно поднимаясь к северу, проходит в восточном направлении до северо-восточных районов Индокитаия, где она располагается на широте тропика. По сравнению

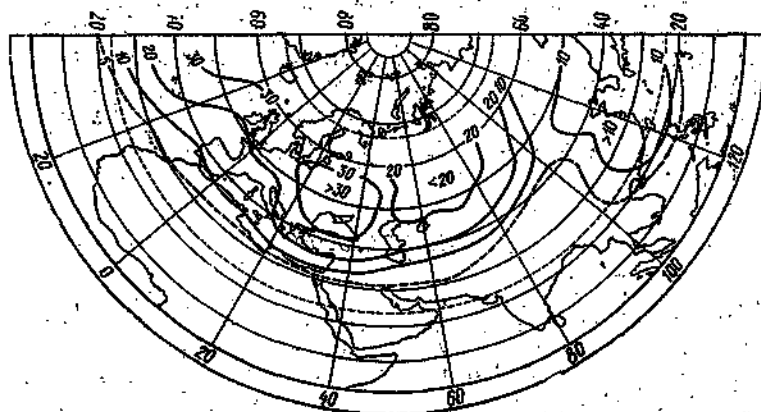


Рис. 11. Повторяемость многослойной (фронтальной) облачности в декабре

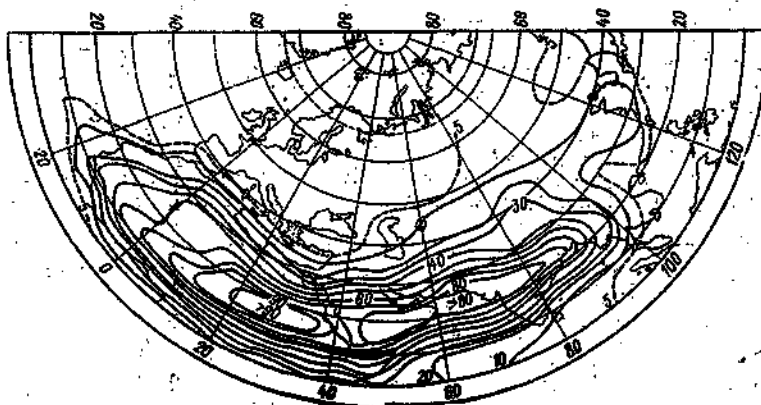


Рис. 12. Повторяемость ясного неба в декабре

с июнем эта область повышенной повторяемости смещается к югу и уменьшается по площади. В связи с этим в умеренных и высоких широтах от лета к зиме повторяемость ясного неба чаще всего уменьшается, а в субтропических широтах и над Индостаном, Индийским океаном и Юго-Восточной Азией — в зоне смены летнего муссона на зимний северо-восточный пассат — увеличивается.

В декабре над Северной Атлантикой, Европой, Сибирью, Дальним Востоком повторяемость ясного неба в полуденные часы очень мала и не превышает 5%.

Таким образом, анализ спутниковых ТВ данных по группам форм облаков показывает, что в распределении форм облаков имеются вполне определенные сезонные особенности и что от сезона к сезону меняется соотношение повторяемостей облаков различных форм. Поэтому изменяется вклад каждой группы форм облаков в среднее сезонное поле общей облачности. Этот вклад может быть количественно оценен для любого района атлантико-евразийского сектора северного полушария по приведенным в статье данным о повторяемости различных групп форм облаков и сведений о распределении среднего количества облаков для каждой группы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Алисов Б. П., Берлин И. А., Михель В. А. Курс климатологии, ч. III. Л., Гидрометеиздат, 1954, 320 с.
2. Баркова И. А. Анализ полей облачности по данным метеорологических спутников над районами тропической зоны в августе 1968 г. — «Тр. ГМЦ», 1969, вып. 41, с. 21—28.
3. Берг Л. С. Основы климатологии. Л.: Учпедгиз, 1938, 459 с.
4. Воробьев В. И. Высотные фронтальные зоны северного полушария. Л., 1968, 231 с.
5. Воробьев В. И., Фадеев В. С. Некоторые характеристики облачности над Северной Атлантикой, полученные по данным метеорологических ИСЗ. Межвузовский сб., 1977, вып. 64, с. 91—101. (ЛГМИ).
6. Воробьев В. И., Иванов С. В., Фадеев В. С. Опыт использования спутниковых данных для оценки распределения облаков различных форм. Межвузовский сб., 1978, вып. 68, с. 3—13. (ЛГМИ).
7. Лобанова В. Я., Спиридонова Ю. В. Современное состояние и перспективы режимного использования спутниковой информации об облачности. Обнинск, 1970, 42 с.
8. Минина Л. С., Каплина Л. И. Характеристики облачности холодных фронтов в низких широтах Тихого океана. — «Тр. ГМЦ», 1969, вып. 41, с. 64—70.
9. Минина Л. С. Облачные системы внутритропической зоны конвергенции по данным метеорологических спутников земли. — «Тр. ГМЦ», 1968, вып. 26, с. 38—53.
10. Минина Л. С. Практика нефанализа. Л., 1970, 336 с.
11. Морозова И. В. Режим облачности в тропической части Северной Атлантики (районе проведения АТЭП). «Метеорология и гидрология», 1975, № 1, с. 89—95.
12. Погосян Х. П. Общая циркуляция атмосферы. Л., 1972, 394 с.
13. Попова Т. П., Лонтьева А. В., Трегубенко Р. А., Дзюбенко Е. В. Характеристика облачности над северным полушарием летом 1965 г. по данным с метеорологического спутника. — «Тр. ГМЦ», 1967, вып. 116, с. 84—102.
14. Средиземноморские циклоны в поле облачности. Под ред. Т. П. Поновой, Л., 1975, 100 с.
15. Clapp P. F. Global cloud cover for seasons using «Tiros» nephelometry. — «Month. Weath. Rev.», 1964, v. 92, p.p. 495—507.
16. Miller D. B. Global atlas of relative cloud cover 1967—1970. US Department of Commerce and US Air Force, 237 p.

Б. Д. ПАНИН, З. БАТЖАРГАЛ (ЛГМИ)

К ВОПРОСУ О ЧЕТЫРЕХМЕРНОМ УСВОЕНИИ АСИНОПТИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

Как известно, в связи с программой исследований глобальных атмосферных процессов (ПИГАП) большое внимание уделяется разработке методов так называемого четырехмерного анализа или усвоения асиноптической информации [8, 2].

Актуальность этих разработок определяется также и тем, что дальнейшее развитие системы метеорологических наблюдений, особенно их автоматизация, приводит к значительному росту удельного веса асиноптической информации в общем объеме данных наблюдений.

Возможности четырехмерного анализа обычно оцениваются косвенным путем, в частности, на основании результатов численных экспериментов с помощью прогностических моделей.

После первых экспериментов Халема, Чарни и Джастроу [9], которые получили весьма обнадеживающие результаты в пользу четырехмерного анализа, было выполнено немало других исследований в этой области [8, 2]. Однако до сих пор еще не выяснен вопрос о том, насколько реально улучшается качество численного прогноза за счет использования результатов четырехмерного усвоения дополнительной асиноптической информации.

Результаты, полученные с помощью различных моделей, оказались не столько подтверждающими друг друга, сколько противоречивыми [2]. Это, по-видимому, может быть объяснено тем, что при различных экспериментах асиноптическая информация усваивалась различными способами, причем в большинстве случаев использовались не реальные асиноптические данные, а некие величины, модулирующие их. В связи с этим следует отметить, что при переходе от модельно-генерируемых данных к реальным асиноптическим наблюдениям, в частности к спутниковым, результаты экспериментов резко ухудшаются [2].

Поэтому проведение численных экспериментов с усвоением реальных данных асиноптического характера представляется актуальным.

В данной работе ставилась цель оценить эффективность четырехмерного усвоения реальной спутниковой информации.

Эксперименты проводились с помощью негеострофической баротропной модели атмосферы [1].

Уравнения модели имеют вид:

$$u_t + uu_x + vu_y = -\Phi_x + lv + v\Delta u,$$

$$v_t + uv_x + vv_y = -\Phi_y - lu + v\Delta v,$$

$$\Phi_t + u\Phi_x + v\Phi_y = -\Phi(u_x + v_y),$$

где u, v — составляющие вектора скорости ветра; Φ — геопотенциал; l — параметр Кориолиса; v — коэффициент горизонтальной макротурбулентной диффузии; Δ — двумерный оператор Лапласа; индексы t, x и y означают дифференцирование по соответствующей переменной. Значения v на каждом временном шаге определяются следующим образом:

$$v = \frac{1}{2}(\tilde{v} + |\tilde{v}|).$$

Здесь $\tilde{v} = v_{n-1} + \alpha \operatorname{sign}(\bar{E}_n - \bar{E}_{n-1})$, где $\bar{E}_n, \bar{E}_{n-1}$ — средняя по области прогноза кинетическая энергия системы на n -м шаге и $n-1$ -м шаге интегрирования уравнений модели по времени; α — коэффициент, равный 10^5 с^{-1} .

Для аппроксимации пространственных производных применяется конечно-разностная схема, предложенная Дж. Лилли. Интегрирование по времени производится методом Адамса (за исключением первого шага, где применяется метод Эйлера). Область прогноза охватывает значительную часть северного полушария и представляет собой регулярную сетку размером 40×50 узлов на карте стереографической полярной проекции.

Шаги интегрирования по пространственным координатам и по времени соответственно равны 300 км и 7 минут.

При проведении экспериментов в качестве начального использовалось поле H_{500} (за 00 ч СГВ 11 сентября 1976 г.) и вычисленное с помощью геострофических соотношений поле ветра, которые предварительно подвергаются динамическому согласованию в режиме псевдопрогноза [6, 12] на основе метода Эйлера с пересчетом [1]. В результате были получены поля не только согласованные со свойствами прогностической модели, но и поле ветра, отличное от геострофического [5]. Отметим, что при согласовании поля геопотенциала не закреплялись. На основании этих полей затем вычисляется прогноз на сутки.

Далее, считая, что для вычисления прогноза на вторые сутки исходные данные, т. е. данные наблюдений за 00 ч СГВ 12 сентября отсутствовали, в качестве начального бралось прогностическое поле H_{500} , которое вычислялось по исходным данным за предыдущие сутки (т. е. за 11 сентября). Но к этому сроку мы имели спутниковые данные о геопотенциале [13, 14] над районами Се-

верной Атлантики и севера Тихого океана, полученные по измерениям спутника NOAA-4 в течение интервала времени с 22 до 02 часов. Эти данные были отнесены к стандартному сроку наблюдений, т. е. к 00 ч СГВ (12 сентября 1976 г.), на который были вычислены прогностические поля. При этом учитывалось, что для данных спутниковых наблюдений относительно небольшой сдвиг по времени не играет существенной роли при их интерпретации по сравнению с влиянием коррелированности ошибок, присущих этим значениям [4]. Данными спутниковых наблюдений, проинтерполированными в узлы регулярной сетки, заменялись прогностические значения H_{500} в соответствующих указанных районам узлах. Затем по такому гибриднему полю геопотенциала вычислялись поля составляющих скорости геострофического ветра.

Чтобы нейтрализовать нежелательные последствия эффекта мелкомасштабных фиктивных волн при дальнейшем интегрировании уравнений модели по времени, которые обычно появляются при подобной замене из-за несогласованности вводимой информации как с основными данными, так и с уравнениями модели, полученные поля геопотенциала и ветра подвергались динамическому согласованию [11].

После проведения согласования полученные в результате поля использовались для прогноза на следующие сутки. Продолжительность процедур согласования ограничивалась 50 четырехтактными циклами интегрирования уравнений модели в режиме «псевдопрогноза» (что эквивалентно шести часовым псевдопрогнозам), после чего устанавливалось равновесие внутри данной физической системы, описываемой моделью, о чем свидетельствовали изменения интегральных характеристик, вычисленных в ходе псевдопрогнозов (см. рисунок).

Для сравнения были вычислены также прогностические поля по исходным (полным) и по прогностическим данным геопотенциала за 00 ч СГВ 12 сентября 1976 г., причем результаты прогнозов, полученные по исходным полям, принимались за эталон.

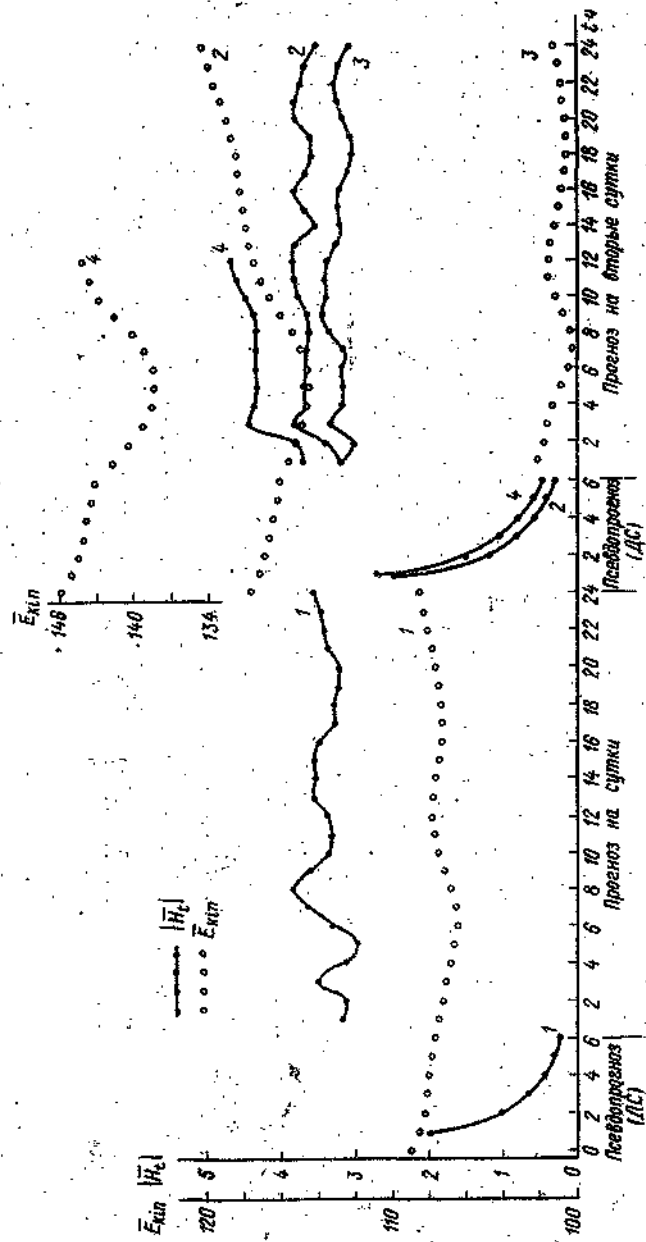
Из интегральных характеристик на рисунке представлены средняя кинетическая энергия и средняя тенденция геопотенциала, вычисленные по формулам:

$$\bar{E} = \frac{1}{2N} \sum_{i=1}^N (u_i^2 + v_i^2),$$

$$|\overline{H_t}| = \frac{1}{2N} \sum_{i=1}^N |H_i^{t+\Delta t} - H_i^t|,$$

где Δt — интервал времени, принятый для вычисления тенденции; N — общее число узлов сетки.

Анализируя ход названных характеристик, представленный на рисунке, можно видеть как устанавливается нелинейный баланс между полями ветра и геопотенциала при процедурах согла-



Изменения интегральных характеристик при четырехмерном усвоении спутниковой информации:
 Псевдопрогнозы и прогнозы по полным исходным данным за 00 ч СГВ 11 и 12 сентября 1976 г. (1 и 3), по спрогнозированным на 12 сен-
 тября H_{kin} (4), по спрогнозированным на 12 сентября H_{kin} с усвоением спутниковой информации (2)

сования исходных полей (ДС) и прогностических со спутниковыми данными (ДС), как изменяются эти характеристики при прогнозах с различными начальными данными.

Из рисунка видно, что при согласовании полей, полученных на основании прогноза H_{600} (с введением порции спутниковой информации или без нее) средняя тенденция геопотенциала изменяется сильнее (особенно на первых этапах псевдопрогнозов) по сравнению с изменениями тенденции фактических полей H_{600} , причем средние значения тенденции в первом случае остаются больше, чем в последнем, хотя для наступления баланса в обоих случаях требуются примерно одинаковые продолжительности псевдопрогнозов.

Аналогичное явление наблюдается также при согласовании полей, полученных на основании фактических данных геопотенциала с введенной спутниковой информацией.

Подобные факты объясняются, в частности, пространственной коррелированностью ошибок, присущих спутниковым данным [2, 4], которая отражается на характеристиках изменения ошибок, подвергаемых согласованию элементов в процессе псевдопрогноза; в этом случае уровень начальной ошибки при согласовании уменьшается медленнее, чем в случае отсутствия коррелированных ошибок. Что касается прогностических данных, использованных в качестве начальных, то вышеуказанные особенности поведения интегральных характеристик в процессе согласования, вероятно, связаны с тем, что ошибки прогноза, в отличие от ошибок данных наблюдений, коррелированы с истинными значениями метеорологического элемента [2]. Так, в работах [7, 2] с помощью метода оптимального согласования показано, что в общем случае учет прогностической информации дает тем больший эффект, чем меньше имеется данных наблюдений. Но в то же время, принимая прогностические значения за диагностические, можно получить заметно худшие результаты, особенно в случае отсутствия данных наблюдений вообще, как, например, в нашем случае (вариант расчетов, обозначенный на рисунке цифрой 4). Отмечается также возможность снижения ошибки анализа в случае замены прогностических значений некоторыми данными независимых наблюдений той же точности (так как увеличение точности согласования достигается лишь при близких между собой мерах ошибки согласуемых величин). Результаты эксперимента близкого по условиям задания начальных данных к тем, о которых говорилось выше, на рисунке обозначены цифрой 3. Цифры 1 и 2 обозначают соответственно расчеты, связанные с согласованием и прогнозом по полным исходным данным за 11 и 12 сентября 1976 г.

При анализе изменений интегральных характеристик в процессе вычисления прогностических полей обнаруживается периодически возникающая раскачка решения (особенно заметная в первые часы прогноза) и появляются признаки неустойчивости

решения. Период раскачки решения и уровень средней кинетической энергии системы зависят от полноты и структуры (в смысле свойств ошибок) начальных данных, характеризующих состояние атмосферы в соответствующий момент времени. Например, значения тенденции геопотенциала, около которых осциллируют решения, примерно одинаковы при прогнозах по полным исходным данным (т. е. когда свойства ошибок начальных данных во всех точках области прогноза можно считать одинаковыми) за 11 и 12 сентября (кривые, обозначенные цифрами 1 и 3), но средняя кинетическая энергия системы отличается (примерно на 5—6%), что свидетельствует о различии интенсивности барических образований в пределах области прогноза.

Если не учитываются данные наблюдений за 12 сентября, а используются спрогнозированные поля геопотенциала, подвергнутые согласованию (эксперимент, результаты которого на рисунке обозначены цифрой 4), то получаются не только явно завышенные значения тенденции геопотенциала с признаками неустойчивости решения, но и неправдоподобный фиктивный рост кинетической энергии (в данном случае почти на 40—45%) по сравнению с эталоном.

В то же время, если часть прогностических данных, принимаемых за начальные, заменить данными спутниковых наблюдений, то интегральные характеристики (на рисунке они обозначены цифрой 2) приближаются к эталонным. В данном случае, в частности, отклонения интегральных характеристик от эталонных уменьшаются почти на половину по сравнению с тем, что было в эксперименте, результаты которого обозначены на рисунке цифрой 4. При этом и ход их уже напоминает эталонный.

Таким образом подтверждается вышеупомянутый вывод о том, что замена прогностических значений некоторыми данными независимых наблюдений позволяет улучшить анализ.

Однако при этом, если в качестве таких данных привлекаются спутниковые данные, то количество их должно быть установлено с учетом следующих обстоятельств. С одной стороны, они должны содержать информацию о возмущениях тех масштабов, на которые модель может реагировать при согласовании (разумеется только в том случае, когда ценность информации не вызывает сомнений). С другой стороны, поскольку степень информационной значимости данных спутниковых наблюдений не всегда соответствует их объему, нет смысла чрезмерно увлекаться привлечением к анализу большого количества этой информации. И поэтому нет оснований утверждать, что дальнейшее увеличение количества усваиваемой информации может улучшить результаты, достигнутые в рассмотренных экспериментах, когда спутниковые данные вводились почти на четвертой части области прогноза, охватывающей площадь 172 000 000 км².

Отметим, что в этих экспериментах количество дополнительной информации определялось в основном размерами тех слабо

освещенных районов, над которыми действительно требуется усвоение дополнительной информации, т. е. районов Северной Атлантики и севера Тихого океана.

Следует подчеркнуть, что необходимость четырехмерного усвоения дополнительной информации над названными районами диктуется не только тем, что аэрологическая сеть здесь крайне редкая и нет другого выхода как восполнять начальные поля дополнительной информацией, но также и тем, что именно над этими районами в основном возникают и развиваются циклоны внетропических широт северного полушария, а, следовательно, к этим районам повышаются требования относительно количества информации и частоты ее поступления. Тем более эти районы, как правило, попадают на края областей региональных (даже полусферных) прогнозов, где приходится ставить какие-то фиктивные граничные условия (например, условия типа непроницаемой стенки, как в нашем случае), что приводит к так называемому эффекту «подушки», как следствию нарушения баланса масс воздуха [15, 3]. Поэтому прогностические данные в этих районах не могут служить в качестве начальных или даже дополнительных. Отсюда и вытекает вывод, что «подправление» прогнозируемых величин спутниковыми данными путем их четырехмерного усвоения может привести к улучшению качества прогноза не только благодаря возможному уточнению полей, но и за счет снятия искусственно создаваемых граничными условиями «напряжений» в районах, примыкающих к краям областей прогнозов, особенно, если эти районы отличаются еще и интенсивной циклонической деятельностью.

В заключение отметим, что условия экспериментов, описанных в этой работе, определялись в основном наличием необходимых данных, которые можно было подвергнуть четырехмерному усвоению. Однако это, на наш взгляд, не может изменить основных выводов, полученных в работе.

ЛИТЕРАТУРА

1. Васильев В. А. О трансформации ошибок начальных данных в процессе численного прогноза. — «Труды ГМЦ», 1976, вып. 118, с. 73—82.
2. Ганди Л. С. Четырехмерный анализ метеорологических полей, Л., Гидрометеоздат, 1976, 61 с.
3. Контарев Г. Р. Эксперимент по сравнению численных схем прогноза погоды Национального метеорологического центра США и вычислительного центра СО АН СССР. — «Метеорология и гидрология», 1974, № 4, с. 102—108.
4. Тараканова В. П. К вопросу точности температурного зондирования атмосферы с искусственных спутников Земли. — «Метеорология и гидрология», 1974, № 4, с. 76—78.
5. Федорова Н. Г. О применении метода динамического согласования полей при расчете ветра для прогностической модели по полным уравнениям гидротермодинамики. — «Труды ГМЦ», 1972, вып. 103, с. 29—41.

6. Федорова Н. Г., Фукс-Раббинович М. С. О динамическом согласовании исходных полей для модели по полным уравнениям гидротермодинамики. — «Метеорология и гидрология», 1972, № 5, с. 3—11.
7. Шахмейстер В. А. Об одном эксперименте по четырехмерному анализу. — «Труды ГГО», 1974, вып. 336, с. 95—104.
8. Bengtsson L. 4-dimensional assimilation of meteorological observation. — GARP Publications Series, Jan. 1975, № 15, 76 pp.
9. Charney J., Hale M., Jastrow R. Use of incomplete historical data to infer the present state of the atmosphere. — «Journ. Atm. Sci.», 1969, vol. 26, № 5, p. 2, pp. 1160—1163.
10. Miyakoda K., Moyer R. W. A method of initialization for dynamic weather forecasting. — «Tellus», 1968, vol. 20, № 1, pp. 115—128.
11. Morel P., Lefevre G. On initialization and nonsynoptic data assimilation. — «Tellus», 1971, vol. 23, № 3, pp. 197—207.
12. Nitta T., Hovermale J. B. A technique of objective analysis and initialization for the primitive forecast equation. — «Month. Wea. Rev.», 1969, vol. 97, № 9, pp. 625—658.
13. Smith W. L., Woolf H. M., Fleming H. E. Retrieval of atmospheric temperature profiles from satellite measurements for dynamical forecasting. — «Journ. appl. meteorol.», 1972, vol. 11, № 1, pp. 113—122.
14. Werbowitzki A. Preprint of paper pre at 4th comperence on Probabilu and Statistics in atmospheric Science (November 18—21 1975, Tallahassee, Florida).
15. Technical procedures Bull. № 82: fundamental changes in the Grid structure and Boundary Condition in the Limited-area Fine-mesh Model (LFM). Jan. 22, 1973, pp. 1—5.

С. М. ГАЛЫПЕРИН, В. Н. СТАСЕНКО, В. Д. ПЛОТНИКОВ,
А. Ф. ГОНЧАР (ЛГМИ), А. М. ТРЯХОВ (ВИКИ)

ОЦЕНКА ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК АВТОМАТИЧЕСКОГО ГРОЗОПЕЛЕНГАТОРА-ДАЛЬНОМЕРА

В настоящее время большое внимание уделяется внедрению инструментальных (радиотехнических) средств обнаружения одного из наиболее опасных явлений погоды — грозы. Наряду с дальнейшим развитием косвенных радиолокационных критериев определения грозоактивности облаков и осадков [6] разрабатываются пассивные радиотехнические средства (РТС) — автоматические грозопеленгаторы-дальномеры (АГПД), предназначенные для определения местоположения (азимут и дальность) атмосферных разрядов (АР) с одного пункта наблюдения [2, 5]. Такие АГПД могут быть использованы как в автономном режиме, так и в режиме совместной работы с РЛС, обнаруживающими облака и осадки.

В данной работе рассматриваются точностные характеристики АГПД с дальномерными устройствами, основанными на анализе амплитуд атмосфериков и соотношения E и H компонент электромагнитного излучения АР.

Вероятность обнаружения гроз, находящихся в пределах радиуса действия АГПД ($R_{\max} \approx 400$ км), составляет не менее 0,9. Оценка дальности производится амплитудным методом по грациям дальности (ГД) 0—30, 30—75, 75—200, 200—400 км. Инструментальная погрешность определения азимута АР характеризуется среднеквадратичной ошибкой $\sigma_a \leq 3^\circ$ (максимальная ошибка $\theta_{\max} \leq 8^\circ$). Индикация координат АР осуществляется на индикаторе с памятью, запоминающем информацию не менее, чем на 30 мин.

В некоторых случаях оценка как общей работоспособности, так и точностных характеристик, разрабатываемых АГПД, осуществлялась на основе сопоставления данных, выдаваемых ими, с неинструментальными (визуально-слуховыми) наблюдениями за грозами, проводимыми метеорологическими станциями и постами, или с показаниями МРЛ-1 [6]. По этим наблюдениям невозможно с необходимой точностью определить место и время возникновения АР в облаках.

Известно, что применение РЛС метрового и длинноволнового участка дециметрового диапазонов радиоволн позволяет обнаружить ионизированные каналы АР и определить удаление их радиозо с точностью до $\pm 1-1,5$ км [3, 4]. Для этой цели использовалась РЛС типа П-12. Наряду с этим осуществлялся прием собственного электромагнитного излучения (ЭМИ) атмосферных разрядов в диапазоне рабочих частот АГПД.

Методика исследований обеспечивала следующие возможности:

- при неподвижно установленной антенне РЛС типа П-12 на грозовой очаг определить удаление каждого ионизированного канала АР и, следовательно, определить достоверность срабатывания каждой градации дальности АГПД;

- определить форму ЭМИ атмосферных разрядов, вызывающих срабатывания АГПД;

- осуществить сопоставление количества АР, обнаруживаемых пассивными (АГПД) и активными (РЛС типа П-12) РТС.

В качестве примера, иллюстрирующего совместную работу указанных РТС, приведем случай, имевший место 27/VII 1975 г. (рис. 1). В этот день наблюдения проводились за одним грозовым очагом, находившимся полностью в секторе обзора антенны РЛС типа П-12 ($\theta_r \approx 11^\circ$). Этот очаг удалялся в радиальном направлении, что обеспечивало непрерывную регистрацию АР, возникающих в нем.

Так, с 15 ч 36 мин до 15 ч 40 мин фиксировались эхо-сигналы АР на удалении 90—102 км, а с 16 ч 12 мин по 16 ч 16 мин — на удалении 99—112 км. Такое удаление грозовых разрядов должно было фиксироваться только третьей ГД АГПД, поскольку, как отмечалось ранее, эта градация охватывает расстояние от 75 до 200 км.

В действительности имели место неравномерные по числу случаев срабатывания всех четырех ГД, когда грозовой очаг находился на $R = 90-112$ км. Причем, иногда при возникновении одной вспышки молнии наблюдались несколько последовательных срабатываний с интервалом до 100 мс одной и той же или различных ГД АГПД. Отметим, что при приеме атмосферика в схеме АГПД осуществляется обработка сигнала, которая длится $t_3 = 30$ мс. В течение этого времени грозопеленгатор-дальномер не может зарегистрировать повторный атмосферик. Для более детального анализа таких срабатываний АГПД было проделано следующее:

- определены интервалы времени, через которые имеют место последовательные срабатывания ГД при появлении одной вспышки молнии;

- проведена оценка достоверности показаний АГПД, когда срабатывает только одна — любая ГД;

- проведена оценка достоверности показаний АГПД, когда срабатывают последовательно несколько ГД от одной вспышки молнии.

Оказалось, что в 80% случаев повторяемость интервалов времени между последовательными срабатываниями одной ГД составляет $\Delta t' < 120$ мс, а между срабатываниями различных ГД — $\Delta t < 100$ мс. Рассмотрим причину этого явления. Вспышка молнии обычно состоит из нескольких сильноточных разрядов, первый из которых именуется главным, а остальные — повторными, следующих через интервалы времени Δt_n . В результате анализа в СДВ диапазоне ЭМИ 450 АР установлено, что в Ленинградской области число повторных разрядов $n_p \leq 4$, при этом в 80% случаев $\Delta t_p \leq 90$ —100 мс [4]. Следовательно, ряд последовательных срабатываний ГД грозоуловителя-дальномера является отражением естественного процесса, имеющего место в одиночной вспышке молнии, состоящей, как правило, из нескольких повторных разрядов.

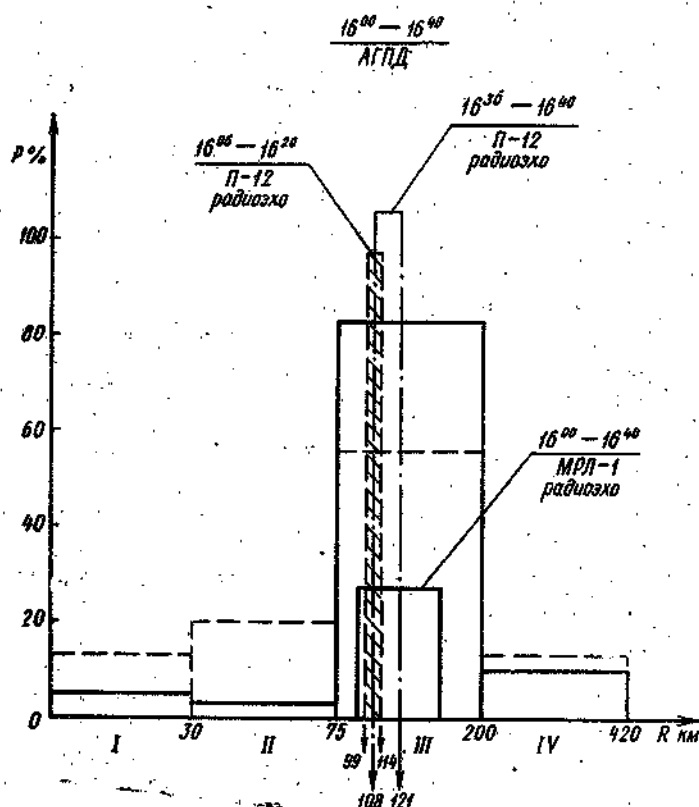


Рис. 1. Распределение числа одно- и многократных срабатываний градаций дальности АГПД 27/VII 1975 г. относительно поля радиоэхо МРЛ и зон, занимаемых радиоэхо атмосферных разрядов

Оценим достоверность указания дальности до АР при срабатывании одной или нескольких ГД путем статистической обработки результатов регистрации АГПД за интервалы времени наблюдений, например 40 мин. На рис. 1 приведены повторяемости срабатываний ГД за этот интервал времени, сплошная линия — одиночные срабатывания, а пунктир — последовательные срабатывания нескольких ГД от одной вспышки молний (I+II, I+III, II+III и т. д.). Здесь же отмечены удаления АР (99—121 км), фиксируемые с помощью РЛС П-12, и радиальные размеры радиоэхо облака. Видно, что однократные срабатывания ГД от одиночной вспышки молнии обеспечивают наиболее правильное определение удаления грозового облака (более 80% случаев указания III ГД). Срабатывание нескольких ГД приводит к тому, что становится менее выраженной повторяемость срабатываний той ГД, которая правдоподобно характеризует удаление этого облака (всего 55% случаев указания III ГД).

В дальнейших испытаниях АГПД было увеличено время t_2 от 30 до 100 мс. В результате этого увеличилось число однократных срабатываний ГД (составило 85% от всех срабатываний), что обеспечило большую достоверность показаний дальности до АР.

Теперь проанализируем способность АГПД оценивать электрическое состояние грозового облака в течение всего периода его существования. Для этого сопоставим число эхо-сигналов АР, обнаруживаемых РЛС типа П-12, с числом срабатываний ГД АГПД, который включился в непрерывный режим работы в 16 ч 02 мин (рис. 2). Видно, что общее число срабатываний всех ГД близко к числу радиоэхо АР, зарегистрированных РЛС П-12. В общем отношение числа зафиксированных разрядов с помощью АГПД III ГД к числу обнаруженных РЛС типа П-12 составляет 0,4—0,6.

В связи с тем, что РЛС типа П-12 обнаруживает не только разряды облако—земля, но и облако—облако, можно утверждать, что АГПД обнаруживает и сильноточные межоблачные разряды.

Кроме того, АГПД достоверно оценивает рост, экстремальное значение и последующий спад электрической активности грозового облака, т. е. дает возможность определить стадию эволюции этого облака.

Проведенные исследования общей работоспособности и точностных характеристик разработанного амплитудного грозопеленгатора-дальномера на основе использования инструментальных средств обнаружения молниевых разрядов, к которым относятся РЛС метрового диапазона и длинноволнового участка дециметрового диапазона радиоволн, позволяли сопоставить каждый атмосферный разряд с координатами, выдаваемыми АГПД. Предложенная методика обеспечит достоверную оценку точностных характеристик аналогичных разрабатываемых пеленгационно-дальномерных устройств.

Как следует из [2, 9], создаваемые в последнее время автоматические грозопеленгаторы-дальномеры ближней зоны используют $E-H$ -метод, основанный на различной зависимости от расстояния электрической и магнитной составляющих поля ЭМИ молниевых разрядов ($E-H$ АГПД). Подобные устройства в радиусе (R) до 100 км включительно могут обеспечить определение удаления атмосферных разрядов с точностью $0,1-0,3 R$. Аналитический расчет ошибок определения координат АР с помощью $E-H$ АГПД выполнен в работе [9].

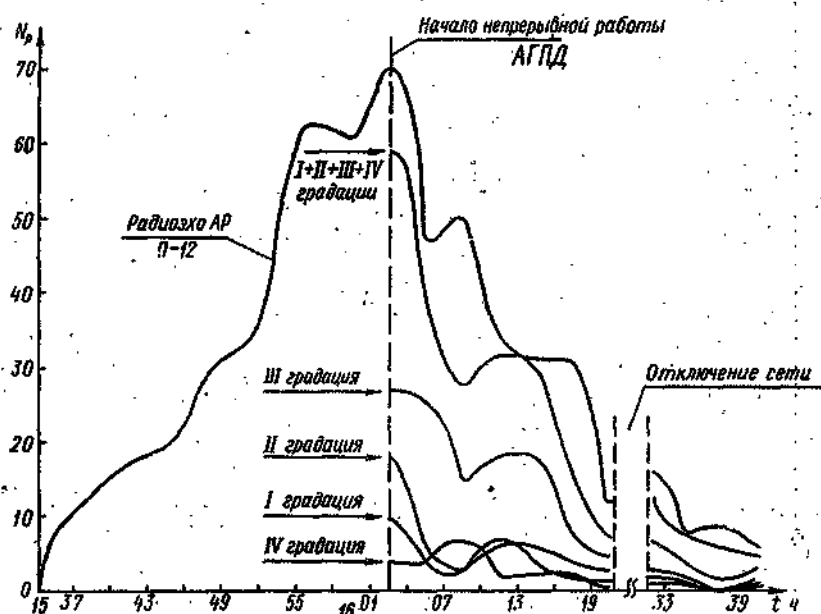


Рис. 2. Эволюция числа эхо-сигналов атмосферных разрядов, обнаруживаемых РЛС П-12, и числа срабатываний градаций дальности АГПД

Вместе с тем, необходимо оценить работу грозопеленгатора-дальномера при приеме ЭМИ АР, характеристики которого могут изменяться в грозах фронтального и внутримассового происхождения. В этих случаях определение ошибок в измерении дальности до АР таким прибором можно провести согласно методики, изложенной в [4], т. е. путем сопоставления координат каждого АР, фиксируемого $E-H$ АГПД, с удалением радиозоа ионизированного канала молнии.

С учетом указанных выше ошибок $E-H$ АГПД может быть использован для определения грозоактивности облаков, обнаруживаемых РЛС 3 и 10-сантиметрового диапазонов радиоволн. Проведем сопоставление показаний пеленгатора-дальномера с полем радиозоа в целом.

Распределение местоположений АР 28/VII 1975 г., регистрируемых Е—Н АГПД в зоне радиоэхо (Р/Э) и за ее пределами на различных расстояниях R

Время наблюдения МРЛ-1 Е—Н АГПД	МРЛ-1, град	Число точек в градациях Z, мм ⁶ /м ³					Удаление R точек от радиоэхо, км				N _p
		0—10	10—10 ²	10 ² —10 ³	10 ³ —10 ⁴	Всего	10	20	30	40	
		3	4	5	6	7	8	9	10	11	
10 ⁵⁸ —12 ⁰³ 11 ¹⁸ —11 ⁴⁶	1,2	—	—	—	—	—	2	4	—	—	6
12 ³⁷ —12 ⁴⁸ 12 ¹⁵ —12 ⁵⁰	1,2	4	—	—	—	$\frac{4}{36}$	7	—	—	—	11
12 ⁰⁰ —13 ⁰⁶ 12 ³⁰ —13 ²⁰	1,2	7	2	1	1	$\frac{11}{20}$	24	15	5	—	55
13 ⁵⁶ —13 ⁵⁹ 13 ⁴⁰ —13 ⁴⁵	1	21	11	8	3	$\frac{43}{50}$	38	1	3	1	86
14 ⁰⁰ —14 ⁰³ 13 ⁴⁵ —14 ⁰⁰	2	26	12	6	4	$\frac{48}{61}$	30	1	—	—	79
14 ⁰⁴ —14 ¹¹ 14 ⁰⁰ —14 ¹⁰	4	20	17	6	4	$\frac{47}{61}$	27	3	—	—	77
14 ²¹ —14 ²⁶ 14 ¹⁰ —14 ²⁰	1	30	10	9	6	$\frac{55}{60}$	27	7	3	—	92
14 ²⁸ —14 ³¹ 14 ²⁰ —14 ³⁰	3	30	21	13	4	$\frac{68}{59}$	38	9	1	—	116
14 ³² —14 ³⁶ 14 ³⁰ —14 ⁴⁰	4	52	40	13	5	$\frac{110}{68}$	49	3	—	—	162
17 ³⁰ —17 ³⁸ 17 ²⁰ —17 ³⁰	2	3	5	5	—	$\frac{13}{54}$	11	—	—	—	24
18 ⁰⁵ —18 ⁰⁹ 18 ⁰⁰ —18 ¹⁰	1,5	—	—	—	—	—	5	2	—	—	7
Итого:		193	118	61	27	399	258	45	12	1	715
Распределение, %		27	16	9	4	56	36	6	2	—	100

Примечание. В графе 7 числитель — суммарное число точек (N), попавших в поле радиоэхо, а знаменатель — выраженное в процентах отношение $\frac{N_{\text{в поле Р/Э}}}{N_{\text{общ}}}$.

Методика такого сопоставления состояла в следующем. Осуществлялся радиолокационный обзор пространства при различных углах места (φ_A) антенны МРЛ-1. Согласно исследованиям эволюции радиоэхо облаков, проведенным в работах [7, 8], полный цикл измерений отраженных сигналов выполнялся менее, чем за 5 мин путем их ослабления дискретно через 5 дБ. Далее после введения поправок на $1/R^2$ строилось поле отражаемости Z метеоцелей. Синхронно с измерениями, проводимыми МРЛ-1, фиксировались координаты АР, получаемые с помощью $E-H$ АГПД, и наносились точками на поле Z метеоцелей. Результаты анализа взаимного расположения координат АР и зон с различной отражаемостью сводились в итоговую таблицу. В качестве примера приведем результаты сопоставления данных $E-H$ АГПД и МРЛ-1, полученные 28/VII 1975 г. (рис. 3).

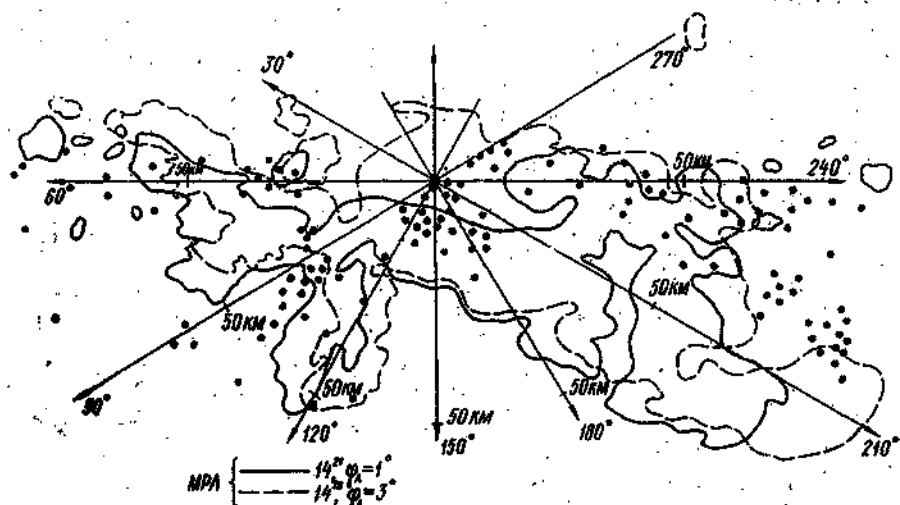


Рис. 3. Радиоэхо холодного фронта 28/VII 1975 г., полученное при двух значениях угла места антенны МРЛ $\varphi_A = 1^\circ$ (14 ч 21 мин) и $\varphi_A = 3^\circ$ (14 ч 28 мин), с нанесенными данными АГПД за интервал времени 14 ч 20 мин — 14 ч 30 мин

Общее число зарегистрированных $E-H$ АГПД за весь период синхронной работы с МРЛ-1 715 атмосферных разрядов распределилось в горизонтальной плоскости следующим образом:

- а) в зоне радиоэхо (Р/Э) — 399, т. е. 56%;
- б) за пределами Р/Э на $R \leq 10$ км — 258, т. е. 36%;
- в) за пределами Р/Э на $R = 10-20$ км — 45, т. е. 6%;
- г) за пределами Р/Э на $R > 20$ км — 13, т. е. 2%.

При определении достоверности показаний $E-H$ АГПД должны рассматриваться не только те координаты АР, которые рас-

полжены в поле радиоэхо МРЛ-1, но и находящиеся за его пределами на удалении до 10 км. Это обусловливается следующими обстоятельствами:

- молнии возникают чаще всего в зоне наибольших градиентов отражаемости $\left(\frac{dz}{dR}\right)$ и их местоположение может не совпадать с зоной расположения $Z_{\max}$ [8];

- если облако грозовое, то согласно НПП ГА-71 (§ 7.11.11 и 7.11.13) воздушный корабль не должен приближаться к нему ближе чем на 10 км.

Таким образом, в зоне радиоэхо и за его пределами на удалении до 10 км включительно находится 92% от общего числа срабатываний $E-H$ АГПД.

Достоверную информацию $E-H$ АГПД при проведении сравнений его данных с МРЛ-1 можно получить тогда, когда измерения грозопеленгатора-дальномера сравниваются с проекцией на землю полей радиоэхо грозового облака, полученными не менее, чем на трех-четырех горизонтальных уровнях, расположенных на высотах до 8—9 км.

Сравнение данных МРЛ-1 и $E-H$ АГПД должно проводиться в течение отрезка времени $\Delta t = t_2 - t_1$, где t_1 — время получения первого снимка при минимальном угле места антенны станции, а t_2 — время завершения наблюдений при максимальном угле места антенны станции. В момент времени t_2 должен проводиться съем информации $E-H$ АГПД за период от t_1 до t_2 .

Рассмотрим случай прохождения фронта 20/VII 1976 г., когда МРЛ-1 провела с 16 ч 08 мин до 16 ч 20 мин четыре горизонтальных разреза облаков под углами места антенны станции 2; 3,8; 7; 9°. Результаты совмещения всех разрезов представлены на рис. 4. Здесь же нанесены точками координаты АР, зафиксированных $E-H$ АГПД с 16 ч 07 мин до 16 ч 18 мин.

Если сравнить показания $E-H$ АГПД с полем радиоэхо, полученным МРЛ-1, только при угле места антенны 2°, то заметим следующее:

- в поле радиоэхо легло 46% координат АР;
- на удалении от радиоэхо $R \leq 10$ км — 42%.

Подобные сравнения, проведенные при угле места 3,8°, показывают, что в поле радиоэхо имели место 65% разрядов, а за его пределами на $R \leq 10$ км — 30%. Продолжение аналогичных сопоставлений при угле места 7° показало, что в поле радиоэхо легло 74% разрядов, а за его пределами на $R \leq 10$ км — 16%. При угле места 9° в поле радиоэхо легло 79% разрядов, а за его пределами на $R \leq 10$ км — 14%.

Таким образом, проведенные наблюдения МРЛ-1 при различных углах места антенны обеспечивает более правдоподобную информацию о пространственной структуре радиоэхо облаков. Оказалось, что 91% АР совпал с полем радиоэхо облаков, а 8%

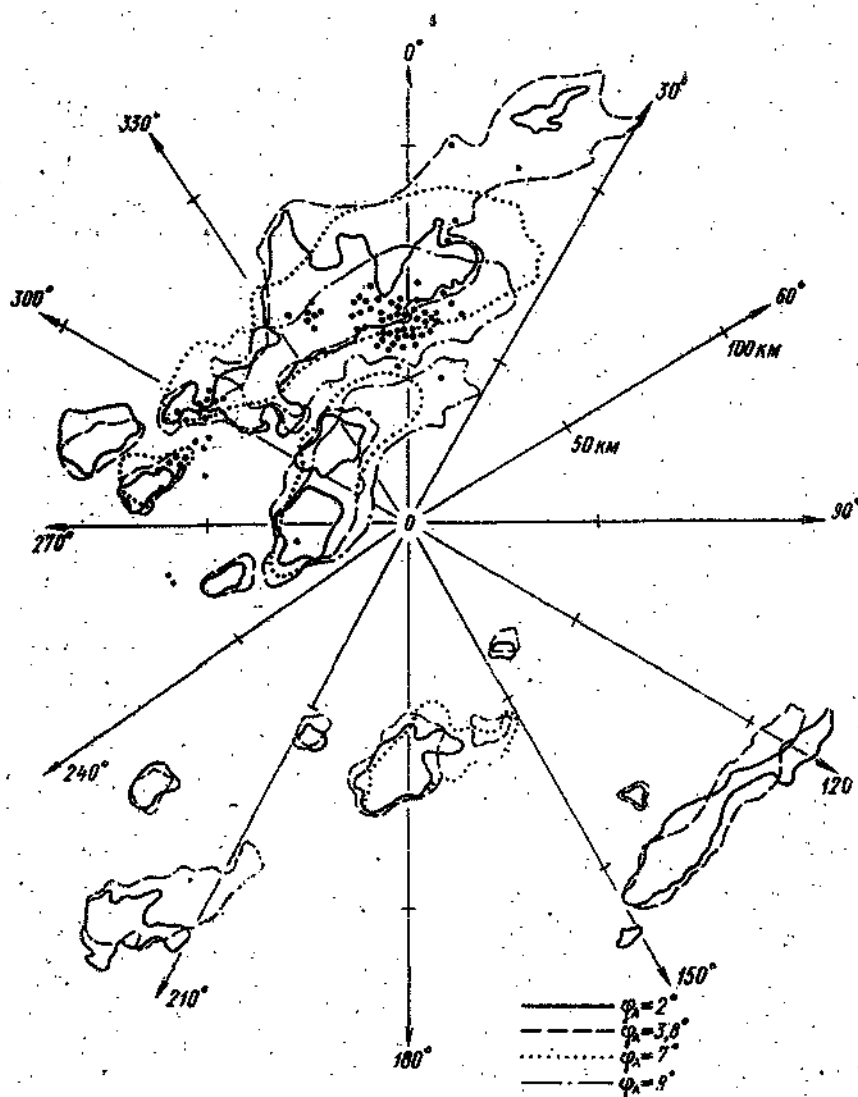


Рис. 4. Радиоэхо холодного фронта 26/VII 1976 г.; полученное при четырех значениях угла места антенны МРЛ, с нанесенными данными АГПД

разрядов были расположены на $R < 10$ км от края радиоэхо, что в сумме составило 99% из всех обнаруженных $E-H$ АГПД разрядов.

Выше было показано, что $E-H$ АГПД при совместной работе с МРЛ-1 позволяет обнаруживать грозоактивные облака. Вместе с тем при метеорологическом обеспечении полетов авиации необ-

ходима информация, характеризующая состояние, в котором находится грозовое облако (развитие, зрелость, распад).

Проведем анализ данных, полученных в течение длительного промежутка времени 28/VII 1975 г. при совместной работе МРЛ-1 и $E-H$ АГПД.

Грозовая активность холодного фронта (ХФ), по данным $E-H$ АГПД, продолжалась в течение 6 ч (с 12 ч до 18 ч). В указанный интервал времени МРЛ-1 непрерывно работала с 12 ч 00 мин до 15 ч 00 мин и с 15 ч 40 мин до 18 ч 00 мин.

Для установления взаимосвязи между изменениями отражаемости облаков и показаний $E-H$ АГПД обработка совместных наблюдений осуществлялась следующим образом.

В связи с большим числом срабатываний $E-H$ АГПД, сложной конфигурацией радиоэхо облаков (рис. 3) и необходимостью «привязки» координат АР грозопеленгатора-дальномера к зонам радиоэхо облаков был проведен подсчет числа срабатываний $E-H$ АГПД по секторам $0-30^\circ$, $30-60^\circ$ и т. д. По этим же секторам за те же промежутки времени определялись значения $Z_{\max}$ облаков. Результаты такой обработки данных, характеризующих связь $Z_{\max}$ в секторе 30° с числом АР, обнаруженных $E-H$ АГПД в этом же секторе, представлены на рис. 5 (радиоэхо ХФ наблюдалось в секторе $30-240^\circ$). Здесь $N_{p\text{ общ}}$ показывает изменение количества всех регистрируемых АР с момента начала и до конца работы $E-H$ АГПД, а $Z_{\text{общ}}$ — отражаемость радиоэхо ХФ в секторе $30-240^\circ$, полученную путем осреднения $Z_{\max}^i$, наблюдавшихся в каждом 30-градусном секторе в это же время. На этом рисунке приведены некоторые из распределений $Z_{\max}$ и N_p в пределах одного сектора ($Z_{\max}^{60-90^\circ}$, $Z_{\max}^{90-120^\circ}$ и $Z_p^{60-90^\circ}$, $N_p^{90-120^\circ}$ соответственно). Видно, что по мере роста $Z_{\text{общ}}$, начиная с $Z \approx 8 \cdot 10^2 - 10^3 \text{ мм}^6/\text{м}^3$, существенно увеличивается число ($N_{p\text{ общ}}$) срабатываний $E-H$ АГПД (точка А), достигая своего максимума (120 срабатываний за 10-минутный интервал времени) в 14 ч 20 мин — 14 ч 30 мин, т. е. приходится на период максимального развития радиоэхо ХФ ($Z_{\text{общ}} \approx 2 \div 3 \cdot 10^4 \text{ мм}^6/\text{м}^3$). С уменьшением $Z_{\text{общ}}$ в 17 ч 00 мин, когда ХФ начал распадаться, одновременно наблюдается уменьшение числа срабатываний $E-H$ АГПД ($N_{p\text{ общ}}$). Ход изменений $Z_{\max}^i$ и N_p^i дает более детальную картину эволюции грозовых облаков в секторах по мере перемещения ХФ.

Приведенный пример показывает, что изменение отражаемости грозовых облаков одновременно сопровождается изменением количества АР, регистрируемых $E-H$ АГПД. Это говорит о том, что грозопеленгатор-дальномер позволяет получить информацию о временном ходе электрической активности ХФ.

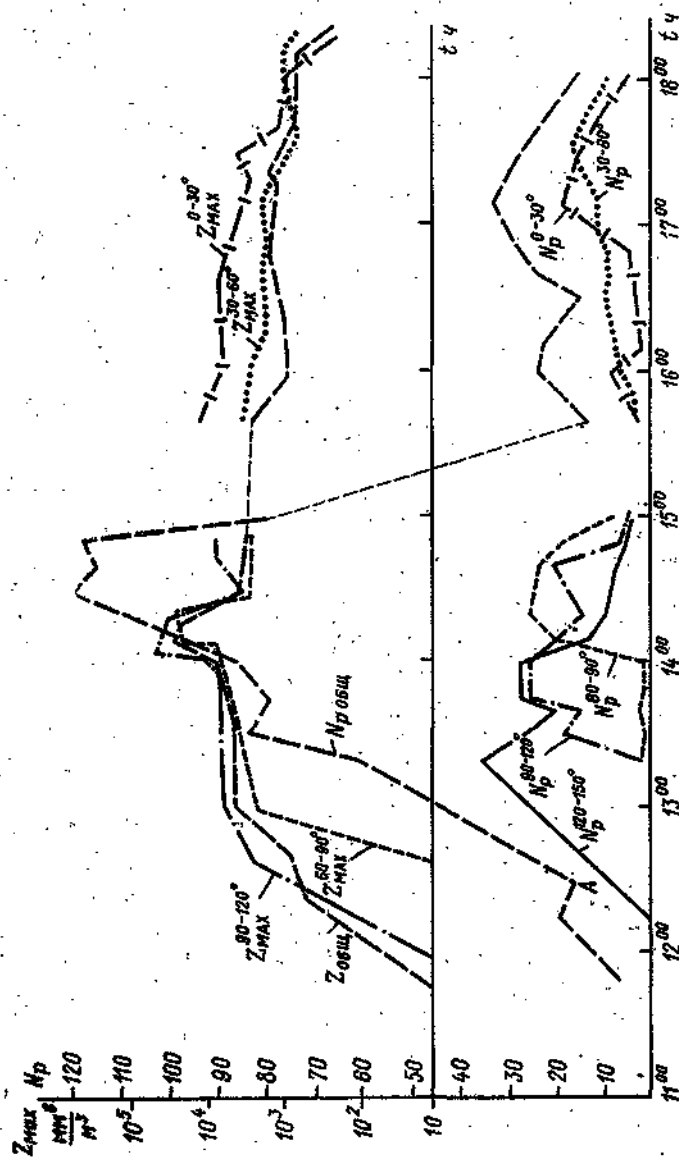


Рис. 5. Изменение количества атмосферных разрядов, обнаруженных АГПД с 12 ч до 18 ч 28/VII 1975 г., в зависимости от величины отражаемости грозовых облаков

В настоящей работе приведены результаты сопоставления данных, полученных в один из грозовых дней при прохождении холодного фронта. Возможно, что сопоставление координат АР с полем радиоэхо фронтальной облачности позволило получить высокие результаты. При анализе грозовых очагов внутримассового происхождения такой высокий процент совпадения данных может быть и не достигнут, учитывая различия в динамической структуре и ходе электрической активности во фронтальных и во внутримассовых грозах. Все это требует проведения статистически обеспеченного числа наблюдений.

Анализ результатов совместной работы МРЛ и Е—Н АГПД показал, что радиолокационная информация МРЛ о мощных конвективных облаках может быть существенно дополнена данными Е—Н АГПД о появлении в этих облаках атмосферных разрядов и дальнейшем ходе грозовой активности. Это будет способствовать повышению эффективности метеорологического обеспечения авиации и других потребителей метеоинформации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Баранулько В. А. Особенности распространения радиоволн. М., Воениздат, 1964. 191 с.
2. Бару Н. В., Кононов И. И., Соломоник М. Е. Радиопеленгаторы-дальномеры гроз. Л., Гидрометеониздат, 1976. 142 с.
3. Гальперин С. М., Степаненко В. Д., Осетров А. С. Радиолокационное обнаружение молний. Труды ГГО, 1974; вып. 301, с. 81—88.
4. Методика исследования гроз радиотехническими средствами. — Труды I Всесоюзного симпозиума по атмосферному электричеству. Л., Гидрометеониздат, 1976, с. 161—170. Авт.: С. М. Гальперин, В. Н. Егоров, В. Д. Степаненко и др.
5. Результаты радиолокационно-пеленгационных наблюдений за ливнями и грозами с помощью МРЛ-1 и сопряженного с ним пеленгатора гроз. — Труды III Всесоюзного совещания по радиолокационной метеорологии. Л., Гидрометеониздат, 1968, с. 67—72. Авт.: С. М. Гальперин, В. Д. Степаненко, М. Е. Соломоник и др.
6. Руководство по производству наблюдений и применению информации с радиолокаторов МРЛ-1 и МРЛ-2. Л., Гидрометеониздат, 1974, с. 90—91.
7. Стасенко В. Н., Гальперин С. М. Динамика грозового облака по данным радиотехнических наблюдений. — «Труды ГГО», 1976, вып. 383, с. 129—135.
8. Степаненко В. Д., Гальперин С. М. Радиолокационная отражаемость и геометрические размеры ливней и гроз. — «Труды ГГО», 1975, вып. 356, с. 148—154.
9. Файзулин Н. А., Кононов И. И., Плотников В. Д. Импульсный электромагнитный грозодалномер ближней зоны. — «Труды ГГО», 1975, вып. 358, с. 116—123.

М. А. ГЕРМАН (ЛГМИ), В. Ф. ГОВЕРДОВСКИЙ,
А. Н. ДОБРОТВОРСКИЙ

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ МЕЖКОНТИНЕНТАЛЬНЫХ ПОЛЕТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДАННЫХ МИСЗ

Необходимость исследования теоретических основ оценки эффективности решения различных задач народного хозяйства в зависимости от погодных условий обусловлена современными требованиями к количественным методам обоснования, планирования и реализации этих задач, поскольку качественные соображения всегда носят субъективный характер и не могут быть представлены в формализованном виде.

Метеорологическое обеспечение полетов авиации является ярким примером народнохозяйственной задачи, успешное решение которой существенно зависит от состояния среды, которое может быть охарактеризовано вероятностной мерой.

Один из возможных подходов к разработке модели вероятностного учета состояния среды при решении какой-либо народнохозяйственной задачи состоит в том, что для любого заданного района D связь между вероятностью успешного решения задачи и состоянием среды, характеризуемым многомерным вектором $(\vec{u} - \vec{u}_{\min})$, где $\vec{u}_{\min}$ — вектор, определяющий наиболее трудные гидрометеорологические условия, можно представить выражением вида

$$\left. \begin{aligned} \nabla^2 p &= \frac{\partial p}{\partial (u - u_{\min})} \nabla^2 (u - u_{\min}) + \nabla \left[\frac{\partial p}{\partial (u - u_{\min})} \right] \cdot \nabla (u - u_{\min}), \\ p|_{(S)} &= \varphi(x, y, z). \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Здесь p — вероятность успешного решения поставленной задачи; $u - u_{\min}$ — проекция векторной разности $(\vec{u} - \vec{u}_{\min})$ на соответствующую ось многомерного ортонормированного базиса; ∇^2 — трехмерный оператор Лапласа; ∇ — трехмерный оператор Гамильтона; S — поверхность, ограничивающая область D ; $\varphi(x, y, z)$ — некоторая известная функция координат x, y, z .

Соотношение (1) представляет собой задачу Дирихле для уравнения Пуассона, и ее решение осуществляется методом конечных разностей по итерационной схеме. Данная задача имеет особенности, связанные с аппроксимацией конечными разностями правой части уравнения. Поэтому исследуем соответствующее ее численное решение, представив в виде символического равенства

$$Lp = f, \quad (2)$$

где L — дифференциальный оператор; f — правая часть уравнения.

Введем в D дискретное множество точек D_h — прямоугольную сетку, такую, что $D_h = D_h^* + S_h$, причем D_h^* — точки, лежащие строго внутри D , S_h — точки, лежащие на поверхности S , а h — шаг сетки.

Обозначим через $p^{(h)}$ точное искомое решение разностного уравнения

$$L_h p^{(h)} = f^{(h)}. \quad (3)$$

Предположим, что при достаточно малом h существует решение $p^{(h)}$ задачи (3), принадлежащее пространству P_h . Выражение (3) аппроксимирует дифференциальную задачу (2) на решение p , если невязка $\delta f^{(h)}$, возникающая при подстановке $p^{(h)}$ в (3), в (3), стремится к нулю при $h \rightarrow 0$. Если при этом выполняется условие

$$\|\delta f^{(h)}\|_{F_h} < c_1 h^k, \quad (4)$$

где $c_1 > 0$; $h > 0$; F_h — пространство, которому принадлежит правая часть уравнения, то аппроксимация имеет порядок k относительно h .

Разностная задача (3) является устойчивой, если имеет место оценка

$$\|p^{(h)}\|_{P_h} < c_2 \|f^{(h)}\|_{F_h}, \quad (5)$$

где c_2 — некоторая постоянная, не зависящая от $f^{(h)}$ и h .

Если разностная задача (3) аппроксимирует дифференциальную (2) на решение p и устойчива, то имеет место сходимость решения p к $p^{(h)}$ при $h \rightarrow 0$:

$$\|p^{(h)} - p\|_{P_h} \rightarrow 0, \quad h \rightarrow 0. \quad (6)$$

Расчет невязки осуществляется путем оценки величин остаточных членов разложения двухточечных конечно-разностных аналогов производных в (1) в ряды Тейлора.

В пространстве F_h , состоящем из элементов вида

$$f^{(h)} = \begin{cases} f_{ijk}, & \text{если } (i, j, k) \in D_h^o, \\ \varphi_{ijk}, & \text{если } (i, j, k) \in S_h, \end{cases} \quad (7)$$

где i, j, k — номера узлов сетки D_h , введем норму

$$\|f^{(h)}\|_{F_h} = \sup_{D_h^o} \|\varphi_{ijk}\| + \sup_{S_h} \|\varphi_{ijk}\|. \quad (8)$$

Можно показать, что выполняется условие

$$\|\delta f^{(h)}\|_{F_h} \leq c_1 h^2. \quad (9)$$

Таким образом, аппроксимация имеет второй порядок точности относительно h .

В работе [2] показана устойчивость разностного решения задачи Дирихле для уравнения Пуассона.

Следовательно, разностное решение исследуемой задачи (1) устойчиво и сводится к точному сеточному решению с порядком h^2 .

Для плоского случая итерационная схема имеет вид

$$p_{ij}^{(v+1)} = 0,25 [p_{i+1,j}^{(v)} + p_{i,j+1}^{(v)} + p_{i-1,j}^{(v+1)} + p_{i,j-1}^{(v+1)} + h^2 f_{ij}^{(v,v+1)}]. \quad (10)$$

Здесь v и $v+1$ — номера итераций; $f_{ij}^{(v,v+1)}$ — разностный аналог правой части уравнения, включающий в себя $p^{(v)}$ и $p^{(v+1)}$.

Исходя из заданного в D_h^o начального приближения, производится счет по формуле (10) до удовлетворения условию

$$\max_{D_h^o} |p_{ij}^{(v+1)} - p_{ij}^{(v)}| \leq \delta, \quad (11)$$

где δ — выбранный критерий сходимости.

Важно отметить, что результат расчета по итерационной схеме не зависит от начального приближения p_{ij}^o , которое определяет лишь количество итераций, необходимое для достижения заданного критерия сходимости. Это в полной мере относится и к самому критерию сходимости: чем он меньше, тем больше количество итераций необходимо для достижения желаемой точности разностного решения.

Для реализации описанного подхода в области 10×10 точек и одномерного вектора ($u - u_{\min}$) составлена программа, в которой использованы следующие обозначения:

v — массив значений начального приближения поля $p^{(0)}$;

u — массив значений разности ($u - u_{\min}$);

b_1 — первое значение разности $(u - u_{\min})$, при котором функция p принимает значение, равное единице;

b_2 — значение разности $(u - u_{\min})$, при котором функция p равна единице, причем b_2 меньше, чем b_1 .

Расчеты показали, что вне зависимости от начального приближения, для достижения заданного критерия сходимости ($\delta = 0,1$) необходимо выполнить небольшое число итераций, причем время счета на ЭВМ типа БЭСМ-4М не превышает 10—15 минут. Средняя абсолютная ошибка расчетного поля p составляет 0,02—0,04, т. е. точность полученного решения достаточно высока.

Рассмотрим теперь возможность практического применения описанного метода для оценки экономической эффективности народнохозяйственных решений и выбора оптимальных из них на примере метеорологического обеспечения перелета самолета ИЛ-62 по маршруту Москва—Гавана.

На рис. 1 представлены возможные траектории движения по маршруту.

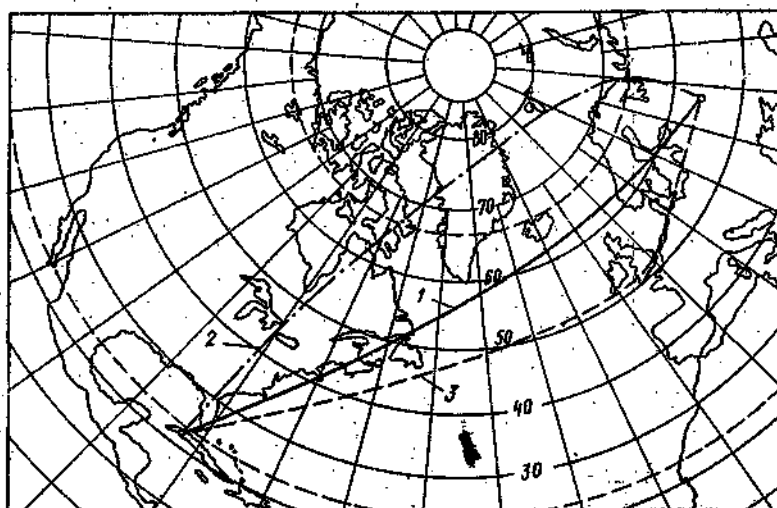


Рис. 1. Траектории движения самолетов по маршруту Москва—Гавана:
— маршрут № 1; --- маршрут № 2; - - - маршрут № 3

Предположим, что в период предварительного планирования перелета поступила информация о том, что обнаружен тайфун с координатами центра 74° з. д., 26° с. ш., движущийся со средней скоростью 50 км/ч. При разработке авиационного прогноза особых явлений погоды на основе анализа климатических данных определены вероятные направления перемещения тайфуна: сектор A_1AA_2 — вероятность $p^\circ = 0,1$; сектор A_2AA_3 — вероятность

$p^0 = 0,1$ и сектор A_3AA_4 — вероятность $p^0 = 0,8$. Кроме того, рассчитаны прогностические положения центра тайфуна в каждом из указанных секторов — точки B_1, B_2, B_3 (рис. 2).

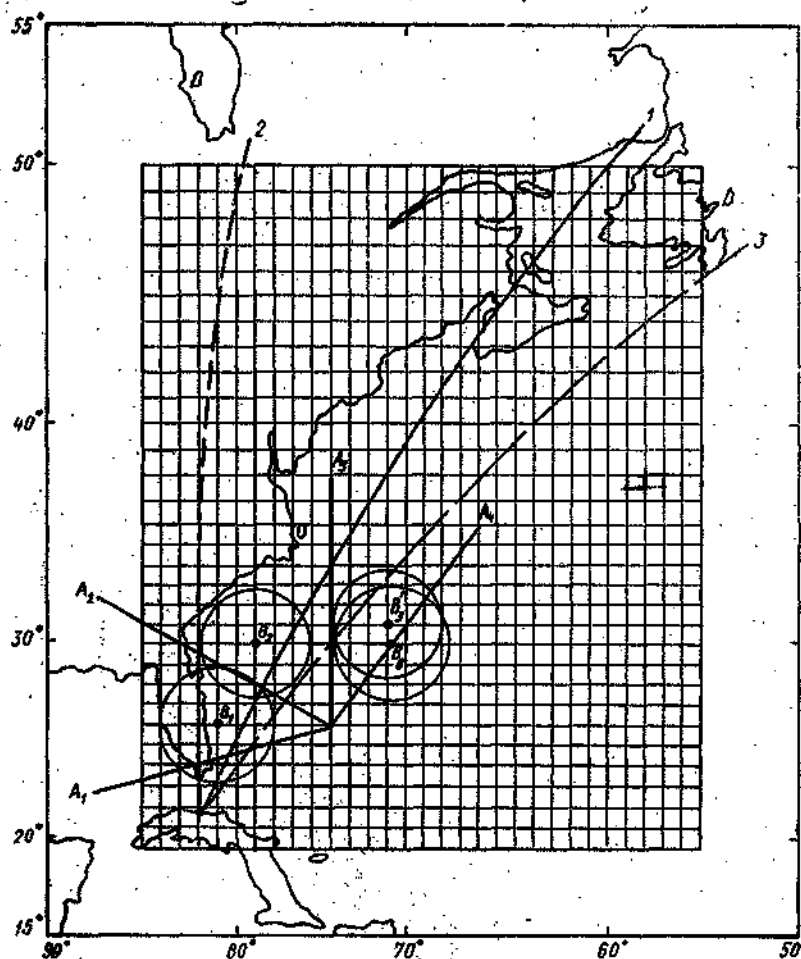


Рис. 2. Схема траекторий движения самолета и ожидаемых положений тайфуна

При осуществлении любого из прогнозируемых положений самолет попадает в зону шторма. Естественно, возникает вопрос о выборе оптимальной по безопасности траектории перелета.

Для решения задачи используется регулярная сетка 30×30 точек с шагом около 100 км (рис. 2). В точках сетки, лежащих внутри штормовых зон, заданы значения скорости ветра, темпе-

ратуры, вертикальных порывов ветра, исходя из эмпирических и модельных представлений о распределении метеорологических элементов в тайфунах [3, 4, 5].

Величина перегрузки, которую может испытывать самолет в этих условиях, оценивалась по формуле [1]

$$\Delta n = \frac{V}{2G} \left(\rho u_y \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} + C_y V \rho' - C_y \rho u_x' \right), \quad (12)$$

где V — воздушная скорость самолета; G — нагрузка на единицу площади крыла; ρ — плотность воздуха; u_y — скорость вертикального порыва; α — угол атаки; C_y — коэффициент подъемной силы; ρ' — пульсации плотности; u_x' — проекция горизонтальной пульсации скорости ветра на направление вектора воздушной скорости.

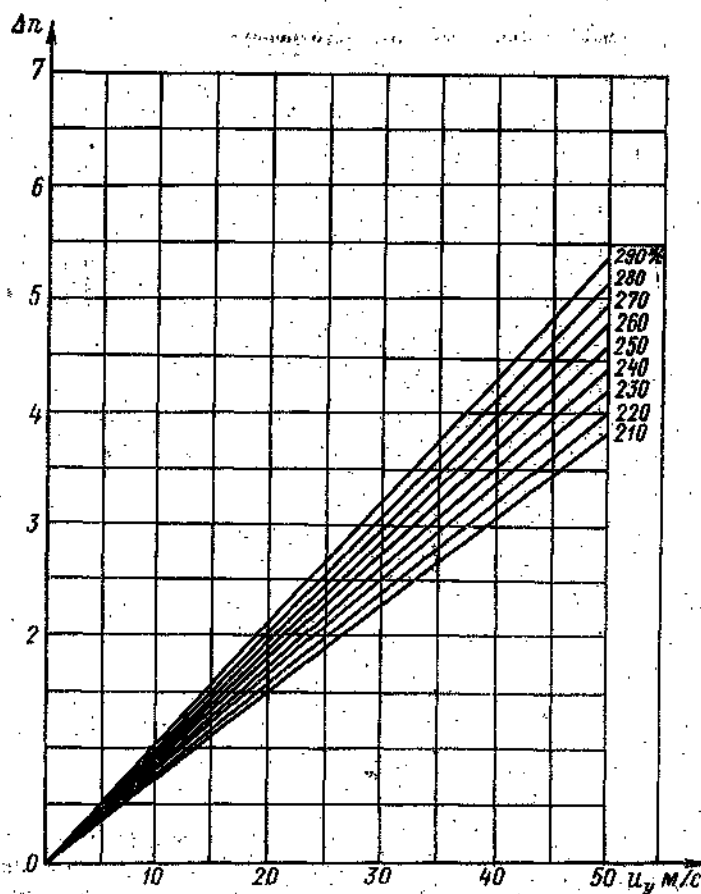


Рис. 3. График зависимости перегрузки от скорости вертикальных порывов и воздушной скорости

144

246

Поскольку сведения о горизонтальных порывах в тайфунах весьма ограничены, последний член выражения (12) оценивался по соотношению [1]

$$\frac{\Delta n_r}{\Delta n_v} = 5 + 25\%, \quad (13)$$

где Δn_r — перегрузка под влиянием горизонтальных порывов ветра; Δn_v — перегрузка под влиянием вертикальных порывов ветра.

Результаты расчетов величины Δn для различных значений u , при известных значениях V , которые использовались для оценки условий полета в зоне тайфуна, представлены графиком на рис. 3.

Расчет значений функции P — вероятности безопасного полета выполнен для каждого из возможных положений тайфуна в соответствии с методикой, изложенной в данной статье, причем при $n \leq 2$ имеем $p = 1$, а при $n \geq 5$ эта вероятность p равна 0, т. е. полет невозможен.

Значения вероятности безопасного полета для траекторий A_i ($i = 1, 2, 3$) и возможных положений тайфуна B_j ($j = 1, 2, 3$) приведены в таблице.

Оптимальное решение должно обеспечить максимальную безопасность перелета и может быть определено из условия

$$(A_i)_{\text{опт}} = \max_i \sum_j p_{ij} p_j^0. \quad (14)$$

Вероятность безопасного полета по различным маршрутам

Траектории тайфунов	Центры тайфунов		
	B_1	B_2	B_3
A_1	0,160	0,180	1,00
A_2	0,026	1,00	1,00
A_3	0,850	1,00	1,00

Из таблицы видно, что в данном случае оптимальной является траектория A_3 .

Допустим теперь, что фактическое развитие и перемещение тайфуна, отличающееся от прогнозируемого, уточняется метеорологическим ИСЗ. В нашем примере — это сектор A_3AA_1 , в котором положение центра тайфуна соответствует точке B_3 . В данной ситуации вероятность безопасного полета составляет 0,15. Очевидно, что должно быть принято решение на возвращение самолета или на посадку на запасном аэродроме.

Благодаря использованию спутниковой информации, положение тайфуна уточнено примерно на 100 км, и в результате этого предотвращен ущерб

$$C = C_{\text{груз и самолет}} - (C_{\text{возврата}} + C_{\text{оживления в аэропорту}} + C_{\text{издержек опоздания}} + C_{\text{расчетов}}), \quad (15)$$

где C — стоимость.

Таким образом, в статье:

— показана практическая возможность использования предложенного метода для оптимизации народнохозяйственных решений;

— произведена оценка экономического эффекта использования информации метеорологических ИСЗ при метеорологическом обеспечении перелетов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Баранов А. М., Солонин С. В. Авиационная метеорология. Л., Гидрометеиздат, 1975. 390 с.
2. Годунов С. К., Рябенский В. С. Разностные схемы. Введение в теорию. М., «Наука», 1973. 399 с.
3. Маховер З. М., Наровлянский Г. Я., Солонин С. В. Метеорологические условия на международных воздушных трассах. Л., Гидрометеиздат, 1973. 217 с.
4. Пальмен Э., Ньютон У. Циркуляционные системы атмосферы. Л., Гидрометеиздат, 1973. 615 с.
5. Ситников И. Г. Бетси, Камилла и другие. Л., Гидрометеиздат, 1975. 142 с.

Ю. Ж. АЛЬТЕР-ЗАЛИК (ЛГМИ)

СПУТНИКОВЫЕ МЕТОДЫ ЛОКАЛИЗАЦИИ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ АЭРОСТАТОВ И СХЕМЫ СБОРА ДАННЫХ

В последние годы за рубежом наметилась тенденция на создание аэростатно-спутникового комплекса (АСК) зондирования атмосферы. В метеорологических кругах США, Франции и ряда других стран не без основания полагают, что реализация АСК наряду с использованием традиционных средств зондирования позволит в перспективе решить актуальную проблему современной метеорологии — проблему получения оптимального объема исходной метеорологической информации в глобальном масштабе. Именно эти цели преследует разработка программы исследований глобальных атмосферных процессов (ПИГАП), первый глобальный эксперимент (ПГЭП) которой начат в декабре 1978 г. В рамках ПГЭП при зондировании атмосферы предполагается использовать метеорологическим спутники Земли (МСЗ), ракеты, корабли погоды, самолеты, а также автоматические аэростаты. Обеспечение аэростатного зондирования возложено на метеорологическую службу Франции.

При реализации системы АСК в оперативную практику возникает целый ряд технических, метеорологических и международных правовых проблем. Ниже остановимся на проблеме локализации аэростатов и сбора данных зондирования.

Определение географических координат аэростатов имеет принципиальное значение для привязки данных аэростатного зондирования атмосферы, а также для расчета ветровых характеристик. Локализация аэростатов может осуществляться как автономным методом (с помощью приборов, установленных на борту аэростатов), так и методами радиолокационной и спутниковой навигации (рис. 1).

Методы солнечной навигации основываются на измерении угловой высоты Солнца над горизонтом, исходя из того, что Солнце в любой момент времени находится в зените над определенной точкой Земли. Для определения угла Солнца на борту аэростатов устанавливают датчик угла Солнца, представляющий собой фотосопротивление (селенидокадмиевый элемент) [5]. Локализация

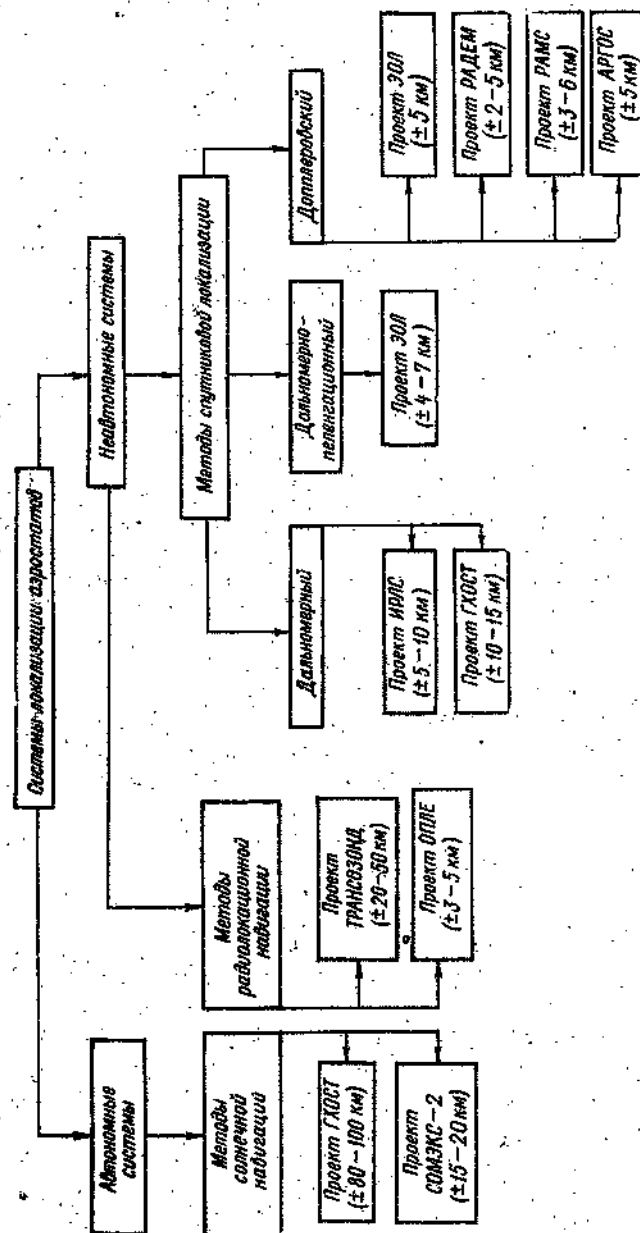


Рис. 1. Схемы локализации аэростатов

аэростатов проводится раз в сутки, в полдень по местному времени. Определение координат в это время наиболее эффективно, так как долгота места аэростата находится по оси симметрии полуденной кривой высоты Солнца, а угол высоты Солнца соответствует широте места.

В результате натурных экспериментов, проведенных в рамках программы ГХОСТ, установлено, что наименьшие ошибки в определении координат аэростатов методом солнечной навигации наблюдались при дрейфе аэростатов вдоль широтного круга в экваториальной области при отсутствии ускорения (10° с.ш. — 10° ю.ш.) [5]. В среднем ошибки локализации аэростатов составили ± 80 — 100 км, что соответствует ошибке в определении скорости ветра ± 10 — 15 м/с. Очевидно, что для решения большей части метеорологических задач такие ошибки недопустимы.

Значительная погрешность рассмотренного метода связана, в частности, с тем, что определение координат производится по измерению лишь одного параметра. Бесспорно, что измерение на аэростате двух независимых величин может резко (на два порядка) повысить точность локализации.

В качестве второго измерения могут быть использованы значения угла магнитного склонения, солнечного азимута, величина вторичной космической радиации и т. п. [2]. В результате испытаний, проведенных в рамках программы СОМЕКС-2, установлено, что метод определения двух направлений к Солнцу и в направлении вторичной космической радиации), на пересечении которых находится аэростат, позволяет уменьшить ошибку в расчете координат аэростата до ± 15 — ± 20 км.

Такое увеличение точности достигается за счет существенного усложнения схемы, что приводит к значительному увеличению веса приборного контейнера. В связи с этим метод солнечной навигации не нашел должного применения в практике массовых полетов аэростатов. К этому необходимо добавить, что надежное определение координат этим методом возможно в светлое время суток и только при отсутствии над аэростатом облачности.

Более эффективными методами определения местоположения аэростатов являются неавтономные, в частности методы радиолокационной навигации.

Наиболее перспективной во многих отношениях представляется сеть низкочастотных станций. Спектр очень низких частот (около 10 кГц) имеет незначительное затухание, исключительно большую фазовую стабильность над большинством районов земного шара и не подвержен влиянию ионосферной рефракции.

В США для целей навигации воздушных и морских судов разработана система низкочастотных станций ОМЕГА, которая в недалеком будущем заменит аналогичные, но менее эффективные системы ЛОРАН, НАВСТАР, ДЕКА, ТРАНЗИТ [4].

Система ОМЕГА в перспективе предполагает иметь девять станций, удаленных друг от друга в среднем на 9000 км (рис. 2) и имеющих мощность излучения в 10 кВт. Все станции должны быть синхронизированы по фазе. Система должна проводить глобальную навигацию путем измерения и сравнения фазы. Система низкочастотных станций ОМЕГА была взята за основу при разработке проекта ОПЛЕ, предназначенного для локализации аэростатов [8].

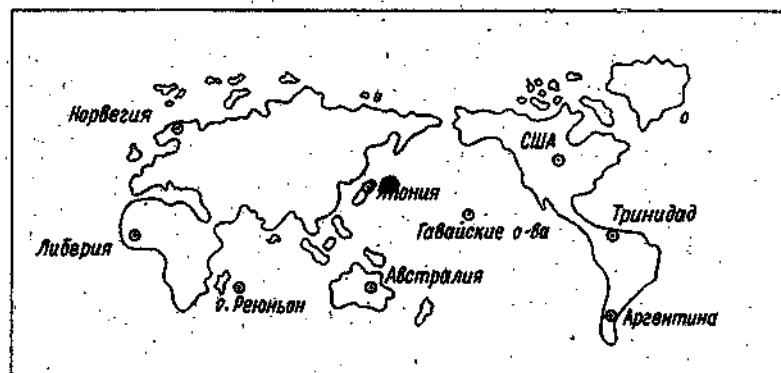


Рис. 2. Размещение станций системы ОМЕГА

Предполагается, что сеть станций ОМЕГА должна перекрыть весь земной шар. Приемник ОМЕГА, установленный на аэростате, измеряет относительную фазу по крайней мере от двух пар станций, т. е. от трех передатчиков ОМЕГА [5]. Две линии, проходящие через точку местоположения аэростата (изофазовые контуры) образуются в результате наличия разницы в фазе между парами передатчиков, а местоположение аэростата определяется пересечением изофазовых гиперболических контуров. Большая величина базовых линий (8000—10 000 км) между станциями, высокая степень стабильности, незначительное затухание радиосигналов очень низкой частоты делают систему высокоточной и надежной.

В настоящее время в системе ОМЕГА задействовано восемь станций: в Норвегии, на о-ве Тринидад, в США (Сев. Дакота), в Японии, на Гавайских о-вах, в Либерии и на о-ве Реюньон (21° ю. ш. 55° в. д.). Девятый передатчик планируется разместить в Австралии, который будет обеспечивать охват южной части Тихого океана [1]. Сейчас лишь две станции работают в заданном режиме «Тринидад, Сев. Дакота».

Испытание системы ОМЕГА, проведенное при определении местоположения самолетов и кораблей, показало, что стабиль-

ность работы системы зависит от метеорологических условий (облачности, грозových разрядов и атмосферных осадков), когда появляется возможность временного пропадания сигнала [14]. Отмечено также, что система ОМЕГА не может быть использована, если приемник удален от передатчика менее чем на 550 км. В настоящее время точность определения местоположения самолетов и кораблей системой составляет 4—5 км. Полагают, что в перспективе при условии работы на заданном режиме всех станций ОМЕГА может быть обеспечена точность в 1,5—3,5 км.

Наиболее эффективными, отвечающими современному уровню развития науки и техники, представляются системы, основанные на спутниковых методах локализации.

За рубежом значительные успехи в области применения спутников для локализации различных подвижных и неподвижных платформ, в том числе и аэростатов, достигнуты в США и Франции.

К настоящему времени разработано шесть таких систем локализации аэростатов и сбора информации (см. рис. 1). Необходимо отметить, что стоимость систем непрерывно снижается (см. таблицу).

Определение координат аэростатов может проводиться дальномерным, дальномерно-пеленгационным и доплеровским методами.

Дальномерный метод определения координат аэростата основан на измерении наклонных дальностей от аэростата до нескольких (не менее двух) последовательных положений спутника. В проекте ГХОСТ наклонная дальность рассчитывается по величине фазового сдвига [1], а в проекте ИРЛС — по времени прохождения радиосигнала от спутника до аэростата и обратно [4]. Точка пересечения линий, соответствующих каждой измеренной наклонной дальности, определяет фактическое местоположение аэростата (рис. 3а).

В проекте ГХОСТ определение расстояния предусматривается в следующей последовательности [5]. После того, как аэростат ответит на свой адрес, спутник передает серию последовательных импульсов (путем модуляции несущей частоты с помощью поднесущей), которые затем ретранслируются на спутник. По времени прохождения сигнала ИСЗ грубо определяет расстояние, после чего методом сравнения фаз уточняет его. Исследования показывают, что для получения точности в 5—6 км необходимо иметь полосу пропускания менее 55 кГц при передаче сигнала на частоте 400 МГц. Для получения такой точности необходимо, чтобы аэростаты во время связи находились впереди ИСЗ.

В проекте ИРЛС определение расстояния от спутника до аэростата и обратно осуществляется путем измерения времени прохождения сигнала с импульсно-кодовой модуляцией, передаваемого со спутника на аэростат и обратно по ультравысоко-

Характеристика систем сбора и ретрансляции данных аэростатного зондирования

Характеристика	Системы					
	ИРЛС Нимбус	ЭОЛ ЭОЛ	РАДЕМ Нимбус	РАМС Нимбус	ГМ Нимбус	КБС Нимбус
Максимальное число аэростатов в поле видимости ИСЗ	20	64	150	200	20	200
Максимальное количество аэростатов, опрашиваемых за один пролет ИСЗ	100	511	1000	1000	100	1000
Максимальное количество сбрасываемых радиозондов	—	—	—	—	100	200
Число бит одного вызова	32	30	30	30	32	30
Число бит одного сообщения	272	103	60	64	272	90
Интервал передачи данных, с	150	41	60	60	150	60
Объем памяти ИСЗ, бит	40 000	130 000	270 000	270 000	270 000	270 000
Скорость передачи, бит/с	1041	48	140	100	1041	140
Номинальная частота передатчика аэростата, МГц	400	464	400	401	401	402
Мощность передатчика аэростата, Вт	6	5	1	2	2	2
Оперативность сбора и передачи, мин	48	60	60	60	60	60
Вес приборного блока аэростата, кг	6,0	4,7	1,0	1,0	24	40
Относительная стоимость одного аэростата, тыс. долл.	20	10	2	2	55	45

ной связи. Такая длина волны гарантирует, что информация пройдет между ИСЗ и аэростатом, расстояние до которого неизвестно [4].

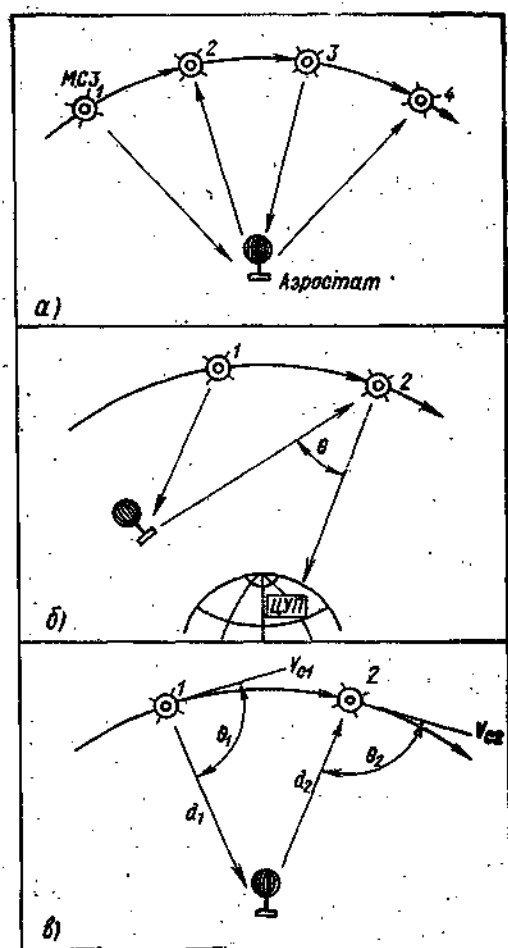


Рис. 3. Спутниковые методы локализации аэростатов:

а — дальномерный; б — дальномерно-пеленгационный;
в — доплеровский

В системе ИРЛС погрешность в расчете координат аэростатов складывается из ошибок определения расстояния, эфемерид спутника, точного времени измерения. Система ИРЛС была испытана в 1969—1970 гг. в комплексе с ИСЗ Нимбус-3 и Нимбус-4. В результате экспериментов с подвижными платформами (аэростаты, буи) установлено, что ошибка в определении координат состав-

ляет ± 5 — ± 10 км. В перспективе, при условии уменьшения погрешности измерения расстояния (до $\pm 0,5$ км), орбитальной геометрии спутника (до $\pm 0,3$ км) и времени отсчета (до $\pm 0,5$ мс) можно добиться точности определения местоположения аэростата в $\pm 1,5$ — $\pm 2,0$ км [15].

Дальномерно-пеленгационный метод локализации основан на измерении дальности от ИСЗ до аэростата и угла θ между линией, соединяющей спутник и аэростат, и другим известным направлением (рис. 36).

Этот метод был использован в первоначальном варианте проекта ЭОЛ [11]. Дальность определяется способом, аналогичным принятому в проекте ИРЛС. Угол θ рассчитывается как функция величины доплеровского сдвига, т. е. изменения частоты высокостабилизированного сигнала, передающегося с ИСЗ на аэростат и обратно. Величина угла θ определяется выражением:

$$\theta = \arccos \left(\frac{\Delta f}{f_a} \frac{c}{|V_c|} \right),$$

где Δf — доплеровский сдвиг сигнала (изменение частоты), проходящего путь от аэростата до спутника; f_a — частота передатчика аэростата; c — скорость света; V_c — скорость спутника.

Доплеровский метод локализации предполагает измерение сдвига сигнала в последовательные (не менее двух) моменты времени. Этот метод был использован во втором варианте проекта ЭОЛ [13], а также во всех следующих проектах РАДЕМ [10], РАМС [3] и АРГОС [6]. Здесь местоположение аэростатов определяется по значениям углов θ_1 и θ_2 в моменты t_1 и t_2 (рис. 3в).

Если в проекте ЭОЛ используется двухсторонняя линия связи между ИСЗ и аэростатом, то в проектах РАДЕМ, РАМС и АРГОС применяется только одна линия связи от аэростата к ИСЗ. В основе этого проекта лежит идея приема спутником произвольных сигналов от аэростата, что позволяет не устанавливать на аэростате приемник, а на спутнике — дополнительный передатчик для связи с аэростатом. Последнее позволяет уменьшить вес аппаратуры и снизить стоимость системы.

На точность определения координат аэростатов этим методом влияют частотная неустойчивость спутникового и аэростатного передатчиков, ионосферная рефракция, ошибки в определении эфемериды спутника и точность измерения высоты аэростата.

В настоящее время высота полета аэростата определяется с точностью ± 10 — ± 20 м [9]. Использование аналитической модели Брауэра первого порядка позволяет рассчитывать орбиту спутника с точностью $\pm 1,7$ км (вдоль орбиты) и 1,2 км (поперек орбиты) [13]. Существуют более корректные модели, но их реализация существенно повышает стоимость системы и снижает ее оперативность. Ионосферная рефракция и шумовые эффекты уменьшают точность локализации в среднем на 300 м. Таким

образом, суммарная ошибка определения местоположения составляет ± 2 — ± 3 км, что соответствует ошибке в определении скорости ветра 1,0—0,7 м/с.

Эксперименты, проведенные по программам ЭОЛ и ТВЕРЛЕ, показали, что с помощью доплеровского метода координаты аэростатов определяются с ошибкой, не превышающей 5 км [3, 13]. Для неподвижных платформ (наземных приемопередатчиков) точность метода составила 300—1000 м. Полагают, что при соответствующем усовершенствовании аппаратуры и методики обработки ошибки локализации не будут превышать 2—3 км.

Выше были рассмотрены основные методы определения местоположения аэростатов. Безусловно, наиболее эффективными являются спутниковые методы локализации, реализованные в проектах горизонтального (ИРЛС, ЭОЛ, РАДЕМ, РАМС, АРГОС) и вертикального зондирования (ГМ [7] и КБС [12]). В этих проектах предусмотрено также, что спутники, кроме локализации, должны выполнять функции сбора и ретрансляции данных аэростатного зондирования. При радиолокационном методе локализации (проект ОПЛЕ) ИСЗ предназначены только для сбора данных.

Сбор и ретрансляция данных с помощью ИСЗ может осуществляться по двум схемам: двухсторонней и односторонней связи между аэростатом и спутником.

В проектах ИРЛС, ОПЛЕ, ЭОЛ, ГМ и КБС сбор и ретрансляция данных аэростатного зондирования (вертикального и горизонтального) осуществляется по схеме двухсторонней связи между аэростатом и ИСЗ (рис. 4а) [4, 7, 8, 12, 13].

Включение ИСЗ на режим сбора и ретрансляции данных происходит либо по команде с центра управления полетами (ЦУП), либо по временной программе с борта спутника. Вызов аэростатов может производиться как последовательным методом, так и по способу случайной выборки. В первом случае опрос осуществляется путем последовательного вызова всех аэростатов в строгом порядке, и в последовательные моменты времени, которые определяются циклической программой вызова на борту ИСЗ. В программе ЭОЛ предусмотрено, что этим методом можно опросить до 511 аэростатов [13].

Если местоположение аэростатов известно приблизительно, то для вызова аэростатов используется метод случайной выборки. При этом методе программа команд содержит адреса опросов определенных аэростатов, находящихся в зоне радиовидимости ИСЗ. По проекту ЭОЛ максимальное количество аэростатов, которое можно опросить этим методом, составляет 64 аэростата [13].

Вызов аэростата содержит его адрес. Получив сигналы со спутника, аэростат декодирует их для сравнения с собственным адресом. Если адреса совпадают, то аэростат посылает идентичные сигналы на ИСЗ.

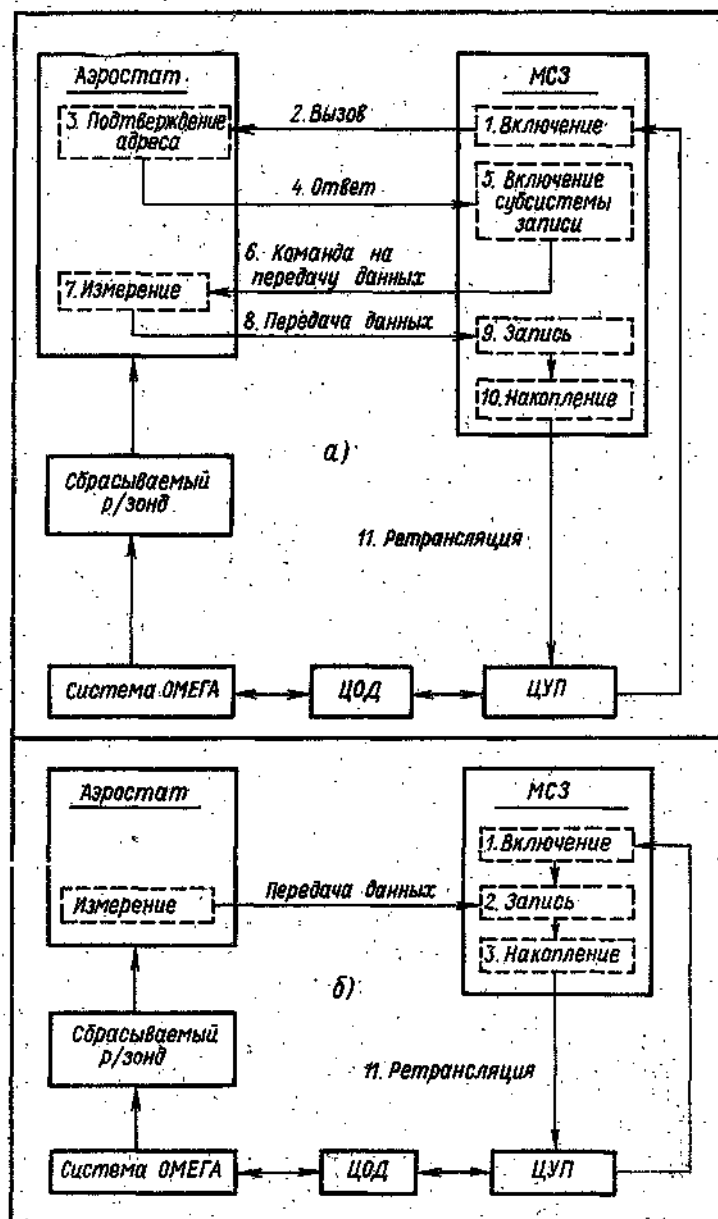


Рис. 4. Схемы сбора данных в АСК:
а — схема двусторонней связи; б — схема односторонней связи.

Операция вызова по двухсторонней схеме позволяет, как отмечалось выше, определить местоположение аэростатов либо по времени прохождения сигнала от спутника до аэростата и обратно (проект ИРЛС), либо по величине доплеровского сдвига (проекты ОПЛЕ и ЭОЛ).

Спутник после получения ответа от аэростата производит переключение на передачу дополнительного адреса. Последнее, по существу, представляет собой команду на передачу информации. Получив эту команду, аэростат по радиоканалу начинает передавать в закодированном виде данные измерений на борт ИСЗ. В режиме вертикального зондирования (проекты ГМ и КБС) аэростаты ретранслируют на спутник информацию, поступающую от сбрасываемых радиозондов [7, 12].

Ответ аэростата на своей позывной является сигналом для включения подсистемы записи спутника. Данные аэростатного зондирования (от аэростатов и сбрасываемых радиозондов) накапливаются в блоке памяти ИСЗ. Количество записанных данных за один пролет спутника зависит от количества опрашиваемых аэростатов (и радиозондов), количества датчиков (тип аэростата), разрешающей способности чувствительных элементов и емкости блока памяти. Так, в системе ЭОЛ предусмотрено, что шифратор каждого аэростата передает в блок памяти спутника ЭОЛ на магнитный барабан 103 бита информации. Общий объем памяти спутника ЭОЛ составляет около 130 000 бит [13]. По мере заполнения блока памяти, спутник переключается на ретрансляцию данных, которые в процессе передачи стираются. Данные по телеметрии в цифровой форме поступают в ЦУП, а затем по телеграфным линиям передаются в центр обработки данных (ЦОД).

Технические характеристики различных систем сбора и ретрансляции данных аэростатного зондирования приведены в таблице.

Рассмотренные системы сбора и ретрансляции данных, несмотря на их перспективность, в целом довольно сложны, характеризуются большим весом, высокой стоимостью и значительным потребителем энергии.

В проектах РАДЕМ, РАМС и АРГОС применена схема односторонней связи между аэростатом и спутником (рис. 4б) [3, 6, 10].

В отличие от схемы двухсторонней связи в этой схеме порядок сбора и ретрансляции данных начинается с процесса измерения параметров атмосферы датчиками аэростата. Эти данные в зашифрованном виде передаются в блок памяти спутника, который включается либо по команде с ЦУП, либо по временной программе. Процедура ретрансляции данных в ЦУП, а затем в ЦОД практически остается неизменной.

Аэростаты осуществляют передачу информации ежеминутно; длительность сообщения составляет 1 с. Информация передается в закодированном виде на немодулированной несущей частоте

СЕРГЕЙ ВАСИЛЬЕВИЧ СОЛОНИН

(1923—1978)

24 июня 1978 года после тяжелой непродолжительной болезни оборвалась жизнь видного ученого и ведущего специалиста в области авиационной метеорологии, заведующего кафедрой космических и авиационных методов исследований в гидрометеорологии Ленинградского гидрометеорологического института (ЛГМИ), члена КПСС, доктора физико-математических наук, профессора Сергея Васильевича Солонина.

С. В. Солонин родился 6 октября 1923 года в г. Сухиничи Калужской области. С юных лет у него появляется тяга к авиации, и в 1941 г. С. В. Солонин поступает в военно-авиационное училище. В числе лучших выпускников училища в 1943 г. С. В. Солонин направляется в Ивановскую авиационную школу.

Именно здесь, в Ивановской авиационной школе, возникли первые творческие замыслы: как облегчить нелегкую работу штурмана, выполняющего сложные трудоемкие расчеты, как синтезировать в практической работе авиационного штурмана современные знания навигации, метеорологии и математики. Эти идеи стали путеводной звездой всей его творческой деятельности.

Однако для реализации указанных идей метеорологической подготовки было недостаточно, и в 1952 г. С. В. Солонин получает высшее гидрометеорологическое образование и направляется на преподавательскую работу в ЛГМИ. С ЛГМИ связана вся дальнейшая творческая и педагогическая деятельность С. В. Солонина. Здесь он прошел большой путь от рядового преподавателя до заведующего кафедрой.

В ЛГМИ широко развернулись творческие способности и талант С. В. Солонина. В 1952—1957 гг. С. В. Солонин выполнил целый ряд важных для авиационной метеорологии и воздушной навигации исследований. Блестяще владея математическим аппаратом, С. В. Солонин в этот период решил цикл задач о движении самолета в поле переменного ветра, задачу о траектории минимального времени полета самолета (задачу Цермело), впервые применив известный из физики принцип Ферма. В этих работах фундаментальность анализа сочеталась с математическим изяще-

ством. Выполненные исследования дают право считать С. В. Солонина одним из основоположников нового научного направления — навигационной метеорологии.

В 1959 г. С. В. Солонину после успешной защиты была присвоена ученая степень кандидата физико-математических наук.

С. В. Солонин был инициатором и большим пропагандистом нового подхода к составлению расписания движения самолетов гражданской авиации с учетом климатических характеристик эквивалентного ветра. По результатам этих исследований совместно с Г. Я. Наровлянским в 1962 г. им опубликована монография «Эквивалентный ветер и методы его расчета».

В 1967 г. в Гидрометцентре СССР С. В. Солонин защитил докторскую диссертацию, а в 1971 г. ему было присвоено звание профессора.

С. В. Солонин был не только крупным ученым, но и прекрасным организатором. По его инициативе в 1965 г. был создан научно-исследовательский институт авиационной метеорологии при ЛГМИ (НИИАМ).

С первых же дней своего существования молодой коллектив НИИАМ включился в решение крайне важных народно-хозяйственных задач. Уже в первые годы деятельности НИИАМ С. В. Солонин наметил основные научные направления, в которых работал коллектив сотрудников:

- исследование возможности применения современных быстродействующих ЭВМ в навигационно-метеорологическом обеспечении гражданской авиации;

- изучение и учет физического воздействия атмосферы на летательные аппараты;

- исследование физико-химического воздействия летательных аппаратов на биосферу и климат Земли.

Наиболее важным из указанных научных направлений является проблема применения ЭВМ для метеорологического обеспечения авиации. Главным теоретиком этого направления был С. В. Солонин. В течение многих лет шаг за шагом он разрабатывал математические основы задуманной им еще в первые годы работы в ЛГМИ автоматизированной системы метеорологического обеспечения полетов (АСМОП). АСМОП — главное детище всей научной деятельности С. В. Солонина. Для разработки частных алгоритмов АСМОП, а также для реализации этого проекта С. В. Солонин, начиная с 1965 г., стал привлекать многих своих молодых сотрудников, которые впоследствии стали его учениками — кандидатами наук.

В комплексе с АСМОП под руководством и при непосредственном участии С. В. Солонина совместно с его учениками разрабатывалась автоматизированная система штурманских расчетов (АСШР), первая очередь которой уже внедрена и в настоящее время успешно функционирует в аэропортах Домодедово, Внуково, Шереметьево.

В области исследований физического воздействия атмосферы на летательные аппараты под руководством С. В. Солонина также получены значительные научные результаты: разработана методика определения оптимального масштаба осреднения поля ветра (геопотенциала), исследованы аэросиноптические условия болтанки сверхзвуковых самолетов в стратосфере и разработана методика ее прогноза. Большое внимание С. В. Солонин уделял исследованиям динамики ультрадлинных волн и статистической структуры макротурбулентности в стратосфере северного полушария. Под его руководством разработаны для стратосферных уровней методика прогноза траекторий движения взвешенных субстанций и алгоритмы автоматической типизации поля ветра в переменных Лагранжа, а также основы учета метеорологических условий при составлении расписания движения самолетов в АСУ «Расписание».

Еще в 1965 г. по инициативе С. В. Солонина начались исследования проблемы «озоновой опасности» для экипажа и пассажиров транспортной реактивной авиации. В 1971 г. НИИАМ приступил к экспериментальным исследованиям озона на транспортных реактивных самолетах. Исследовательские полеты периодически продолжаются и в настоящее время.

По проблеме воздействия авиации на состав атмосферы решена задача о динамике «озонной дыры» в струе самолетных выбросов за двигателем летящего самолета.

В НИИАМ проводились также исследования по некоторым другим самостоятельным направлениям: учет влияния атмосферной турбулентности на объекты больших геометрических размеров, создание методики расчета комплексных режимных характеристик атмосферы.

В настоящее время НИИАМ из небольшой группы молодых ученых-энтузиастов превратился в сильный коллектив исследователей в области авиационной метеорологии.

В 1972 г. по инициативе С. В. Солонина в ЛГМИ организована кафедра космических и авиационных методов исследований в гидрометеорологии. За небольшой срок существования кафедры под руководством С. В. Солонина и его учеников было подготовлено более 100 курсовых и дипломных проектов, некоторые из них удостоены дипломов на городском смотре студенческих научных работ.

С. В. Солонин не был кабинетным ученым. Все свои научные идеи он доводил до практических приложений, являясь в течение ряда лет научным руководителем многих хозяйственных работ, выполнявшихся для предприятий Министерства гражданской авиации, Министерства авиационной промышленности и для учреждений других ведомств.

Всего С. В. Солониным было опубликовано более 130 научных работ, среди которых в соавторстве с А. М. Барановым написан учебник «Авиационная метеорология».

Своими знаниями и опытом С. В. Солонин щедро делился со своими учениками. Под его руководством подготовлено и защищено более 20 кандидатских диссертаций.

Всю свою научно-педагогическую деятельность С. В. Солонин успешно сочетал с общественной работой, неоднократно избирался членом партбюро института, возглавлял различные партийные и общественные комиссии.

Сергей Васильевич обладал исключительной целеустремленностью, одержимостью, фанатичной преданностью науке, огромной трудоспособностью, оптимизмом, неистовостью в работе, скромностью и доброжелательностью.

С. В. Солонин ушел из жизни в расцвете творческих сил, полный научных замыслов, оставаясь до последней минуты на посту.

Светлая память о большом ученом, энтузиасте, педагоге и учителе, коллеге и товарище навсегда останется в наших сердцах.

Сотрудники кафедры КАМИ и НИИАМ

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
С. В. Солонин, В. С. Ершова, В. Н. Киселев, С. И. Мазовер. Вариационная задача о минимальном загрязнении окружающей среды воздушным транспортом	3
Ю. М. Тимофеев, А. А. Яковлев. Влияние погрешностей в задании радиационной модели атмосферы на точность термического зондирования с МИСЗ	10
В. П. Козлов. Устойчивость решения обратных задач атмосферной оптики к вариациям ядра	27
В. В. Розанов. Об использовании априорной информации для исключения влияния температуры при определении газового состава атмосферы	40
В. З. Дачковский, В. А. Клюшкин, А. Н. Костюченко, В. Л. Пустынский, Е. В. Хойкин, И. М. Цуманов. Синтез обобщенного алгоритма составления авиарасписания на ЭВМ	45
Ю. Н. Волконский, А. С. Дегтярев. О специализированном прогнозе гроз	66
В. Д. Еникеева. Анализ сложных метеорологических условий при автоматизации метеорологического обеспечения полетов	70
В. И. Ковалев. Оценка возможностей температурного зондирования атмосферы по данным спектральных наблюдений вблизи $\lambda \approx 2,5$ мм	81
А. Е. Барабанов, А. С. Солонин, Н. В. Солонина. Использование динамического программирования и метода ветвей и границ при реализации подсистемы принятия оптимальных решений на полет воздушных судов	91
В. В. Осечкин. Самолетные методы исследования концентрации атмосферного озона	97
В. И. Воробьев, В. С. Фадеев. Сезонные особенности распределения различных форм облачности по спутниковым данным	105
Б. Д. Панин. К вопросу о четырехмерном усвоении асинхронической информации	119
С. М. Гальперин, В. Н. Стасенко, В. Д. Плотников, А. Ф. Гончар, А. М. Тряхов. Оценка точностных характеристик автоматического грозо-пеленгатора-дальномера	127
М. А. Герман, В. Ф. Говердовский, А. Н. Добротворский. Исследование эффективности решения задачи метеорологического обеспечения межконтинентальных перелетов с использованием данных МИСЗ	139

	Стр.
Ю. Ж. Альтер-Залик. Спутниковые методы локализации метеорологических азростатов и схемы сбора данных	147
Сергей Васильевич Солонин (1923—1978)	160

Межвузовский сборник, вып. 70
АВИАЦИОННАЯ И КОСМИЧЕСКАЯ МЕТЕОРОЛОГИЯ

Редактор *З. Б. Вактенбург*
 Корректор *Т. Л. Кувшинская*

М-13323. Сдано в набор 19/VII 1979. Подписано к печати 29/XII 1979. Зак. 372.
 Формат бум. 60×90¹/₁₆. Бум. тип. № 2. Печ. л. 10,3, уч.-изд. л. 10. Тираж 500 экз.
 Темплан 1979 г., поз. 1307. Цена 1 р. 50 к.

Издание ЛПИ имени М. И. Калинина
 195251, Ленинград, Политехническая ул., 29
 Типография 6 ВОК ВМФ

УДК 551.5:629.13

Вариационная задача о минимальном загрязнении окружающей среды воздушным транспортом. **Солонин С. В.**, Ершова В. С., Киселев В. Н., Мазовер С. И. Межвузовский сборник, изд. ЛПИ, 1979, вып. 70, с. 3—9. (ЛГМИ).

Сформулированы вариационные задачи о минимальном загрязнении окружающей среды воздушным транспортом на основе корректного учета физического состояния атмосферы при планировании и выполнении полетов. Приведены результаты уменьшения самолетных загрязнений при выполнении полетов по оптимальным траекториям.

Табл. 3. Библ. 11.

УДК 551.501: 629.195.1

Влияние погрешностей в задании радиационной модели атмосферы на точность термического зондирования с МИСЗ. Тимофеев Ю. М., Яковлев А. А. Межвузовский сборник, изд. ЛПИ, 1979, вып. 70, с. 10—26. (ЛГМИ).

Рассмотрены основные источники ошибок в задании радиационной модели атмосферы и влияние этих ошибок на решение обратной задачи восстановления профилей температуры.

Табл. 6. Библ. 14.

УДК 519.24: 535.243

Устойчивость решения обратных задач атмосферной оптики к вариациям ядра. Козлов В. П. Межвузовский сборник, изд. ЛПИ, 1979, вып. 70, с. 27—39. (ЛГМИ).

Теоретически исследована устойчивость решения интегральных уравнений в задачах зондирования атмосферы по отношению к ошибкам основного оператора. Получены оценки дополнительных ошибок решения.

Библ. 16.

УДК 551.501:629.195.1.

Об использовании априорной информации для исключения влияния температуры при определении газового состава атмосферы. Розанов В. В. Межвузовский сборник, изд. ЛПИ, 1979, вып. 70, с. 40—44. (ЛГМИ).

Предлагается методика исключения влияния температуры при определении газового состава атмосферы. Исследуются вопросы использования априорной информации для решения поставленной задачи.

Табл. 1. Библ. 8.

1. The first part of the document discusses the importance of maintaining accurate records of all transactions. It emphasizes that proper record-keeping is essential for the transparency and accountability of the organization. This section also outlines the various methods used to collect and analyze data, ensuring that the information is reliable and up-to-date.

2. The second part of the document focuses on the implementation of the proposed changes. It details the steps involved in the rollout process, including the identification of key stakeholders, the development of a communication plan, and the execution of the changes. This section also addresses the potential challenges that may arise during the implementation phase and provides strategies to overcome them.

3. The third part of the document discusses the ongoing monitoring and evaluation of the changes. It highlights the importance of regularly reviewing the data to assess the effectiveness of the changes and make any necessary adjustments. This section also outlines the process for reporting the results of the evaluation to the relevant stakeholders.

4. The fourth part of the document provides a summary of the findings and conclusions. It reiterates the importance of maintaining accurate records and the successful implementation of the proposed changes. This section also offers recommendations for future actions and provides a final statement of the organization's commitment to transparency and accountability.

УДК 519.95+551.5:629.13

Синтез обобщенного алгоритма составления авиарасписания на ЭВМ. Дачковский В. З., Ключкин В. А., Костюченко А. Н., Пустынский В. Л., Хойкин Е. Б., Цуманов И. М. Межвузовский сборник, изд. ЛПИ, 1979, вып. 70, с. 45—65. (ЛГМИ).

В статье приведены декомпозиция АСУ «Расписание», методы и алгоритмы решения частных задач. Описан синтез обобщенного алгоритма, реализующего обратные связи между частными задачами, возникающими при декомпозиции общей задачи. АСУ «Расписание», разработанная на ЕС ЭВМ, в данной постановке обеспечивает разработку авиарасписаний с 1976 г.

Табл. 4. Ил. 1. Библ. 8.

УДК 551.509.314

О специализированном прогнозе гроа. Волковский Ю. Н., Дегтярев А. С. Межвузовский сборник, изд. ЛПИ, 1979, вып. 70, с. 66—69. (ЛГМИ).

Рассматриваются возможности улучшения существующих физико-статистических методов на примере прогноза гроз методом Вайтинга на основе нахождения оптимальных значений прогностических индексов, а также путем подбора оптимальных коэффициентов в уравнении множественной регрессии, представленном в вероятностной форме. Показаны преимущества такого подхода для конкретных потребителей прогностической информации.

Табл. 2. Библ. 4.

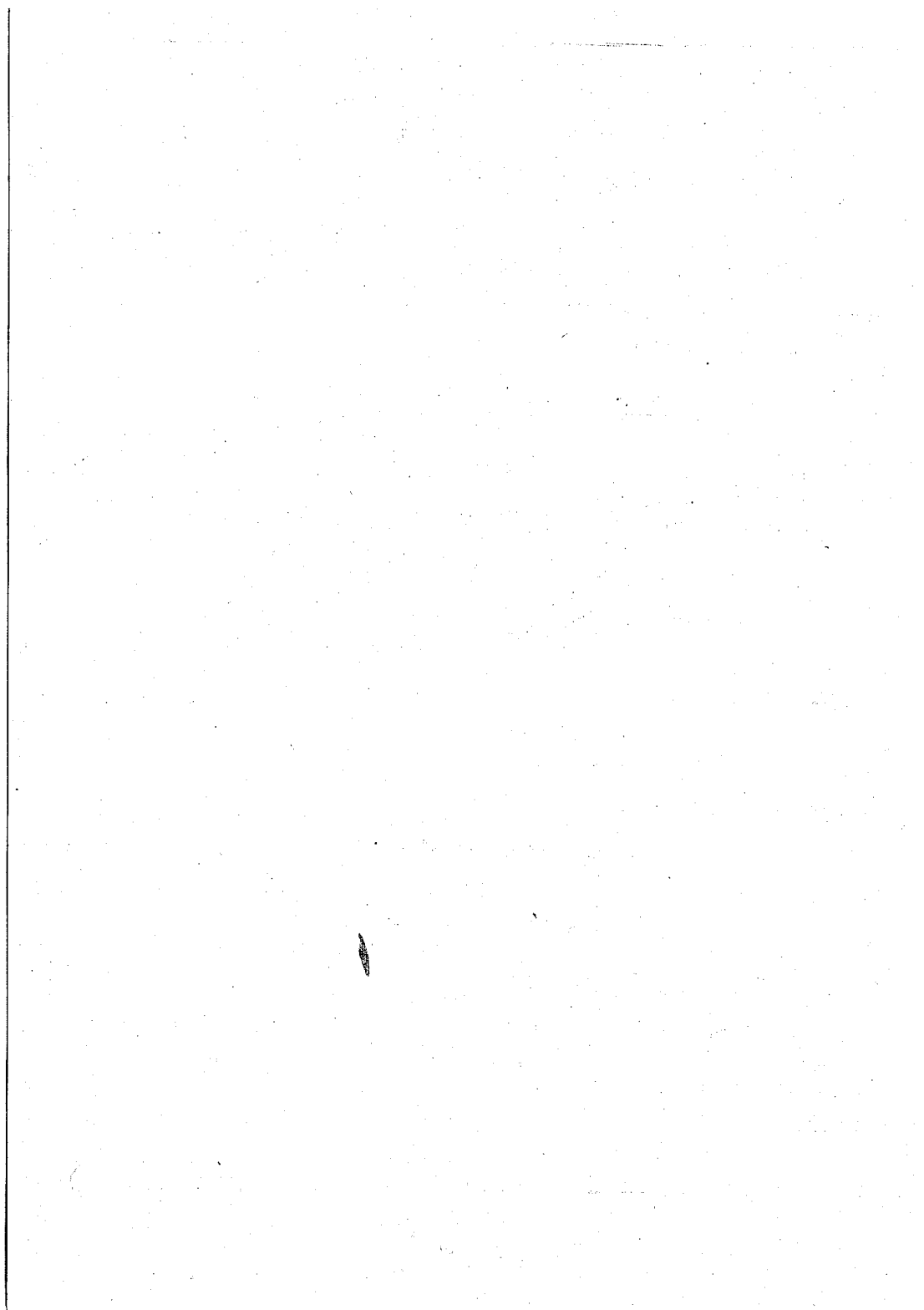
УДК 551.509.314+654.71.052

Анализ сложных метеорологических условий при автоматизации метеорологического обеспечения полетов. Еникеева В. Д. Межвузовский сборник, изд. ЛПИ, 1979, вып. 70, с. 70—80. (ЛГМИ).

Рассматриваются вопросы автоматизации анализа сложных метеорологических условий в интересах обеспечения безопасности полетов. Приведена схема последовательного анализа метеорологической информации на основе метода потенциальных функций в случае числа классов метеорологических ситуаций превышающих два.

Рассматривается схема анализа аэрологической и спутниковой информации при исследовании возможности безопасного выполнения полетов. Описаны результаты диагноза и прогноза как отдельных опасных явлений (в том числе с привлечением спутниковых данных), так и их сочетаний.

Ил. 2. Библ. 17.



УДК 551.507.362.2

Оценка возможностей термического зондирования атмосферы по данным спектральных наблюдений вблизи $\lambda \approx 2,5$ мм. Ковалев В. И. Межвузовский сборник, изд. ЛПИ, 1979, вып. 70, с. 81—90 (ЛГМИ).

Рассматриваются математические аспекты решения обратной задачи восстановления вертикального профиля температуры в диапазоне $\lambda \approx 2,5$ мм. Приводятся характерные результаты численного моделирования обратной задачи вблизи $\lambda \approx 2,5$ мм методом α -регуляризации.

Табл. 4. Ил. 1. Библ. 4.

УДК 519.95+551.5:629.13

Использование динамического программирования и метода ветвей и границ при реализации подсистемы принятия оптимальных решений на полет воздушных судов. Барабанов А. Е., Солонин А. С., Солонина Н. В. Межвузовский сборник, изд. ЛПИ, 1979, вып. 70, с. 91—96. (ЛГМИ).

Рассматривается подсистема принятия решений на полет воздушного судна (ВС) или группы ВС в автоматизированной системе метеорологического обеспечения полетов. В подсистеме реализуется алгоритм, минимизирующий среднее время принятия решений на полет ВС. Для сокращения перебора критериев, описывающих метеорологическую обстановку на маршруте, используется синтез динамического программирования и метода ветвей и границ.

Ил. 2. Библ. 9.

УДК 551.510.534:551.507.35

Самолетные методы исследования концентрации атмосферного озона. Осечкина В. В. Межвузовский сборник, изд. ЛПИ, 1979, вып. 70, с. 97—104. (ЛГМИ).

Обобщается опыт измерений концентрации озона на рейсовых самолетах гражданской авиации. Исследовательские полеты осуществлялись сотрудниками НИИАМ ЛГМИ в 1971—1979 гг. Описываются химический, электрохимический и хемилюминесцентный методы измерения концентрации озона, использованные в самолетных программах исследования воздействия авиации на состав атмосферы. Обращается внимание на преимущества электрохимического метода измерения концентрации озона по сравнению с другими методами. Приводятся сведения о некоторых методах измерения озона, применяющихся в самолетных программах исследования атмосферы за рубежом.

Библ. 23.

УДК 551.507.362.2

Сезонные особенности распределения различных форм облачности по спутниковым данным. Воробьев В. И., Фадеев В. С. Межвузовский сборник, изд. ЛПИ, 1979, вып. 70, с. 105—118. (ЛГМИ).

Рассматривается распределение повторяемости пяти групп форм облаков и ясного состояния неба над атлантико-евразийским сектором северного полушария в июне и декабре и дается сравнительный анализ полученных результатов. Статистические характеристики получены по пятилетнему ряду спутниковых наблюдений.

Ил. 12. Библ. 16.

УДК 551.509.333(675.8).

К вопросу о четырехмерном усвоении асинхронической информации. Панин Б. Д., Батжаргал З. Межвузовский сборник, изд. ЛПИ, 1979, вып. 70, с. 119—126. (ЛГМИ).

В работе оценивается эффективность четырехмерного усвоения асинхронической информации с помощью нелинейной баротропной модели, основанной на полных уравнениях.

Ил. 1. Библ. 7.

УДК 551.594.21

Оценка точностных характеристик автоматического грозоуловителя-дальномера. Гальперин С. М., Стасенко В. Н., Плотников В. Д., Гончар А. Ф., Тряхов А. М. Межвузовский сборник, изд. ЛПИ, 1979, вып. 70, с. 127—138. (ЛГМИ).

Изложена методика проверки точностных характеристик амплитудного и $E-H$ грозоуловителей-дальномеров, основанная на сопоставлении показаний этих устройств с местоположением молниевых разрядов и с полем радиоэхо облаков и осадков.

Ил. 5. Библ. 9.

1. The first part of the document discusses the importance of maintaining accurate records of all transactions and activities. It emphasizes that proper record-keeping is essential for transparency and accountability, particularly in financial matters. The text suggests that organizations should implement robust systems to track every aspect of their operations, from procurement to sales.

2. The second part of the document addresses the challenges of data management in a rapidly changing environment. It highlights the need for flexible and scalable solutions that can adapt to new technologies and evolving business requirements. The author argues that investing in modern data infrastructure is crucial for staying competitive and making informed decisions.

3. The third part of the document focuses on the role of leadership in driving organizational success. It stresses that effective leaders must be able to inspire and motivate their teams, while also providing clear direction and support. The text provides several practical tips for developing strong leadership skills, such as active listening and open communication.

4. The fourth part of the document explores the importance of innovation and creativity in business. It argues that organizations must foster a culture of innovation to stay ahead of the competition. This involves encouraging employees to think outside the box and experiment with new ideas, while also providing the necessary resources and support.

5. The fifth part of the document discusses the impact of technology on the workplace. It notes that while technology offers many benefits, it also presents challenges, such as the need for continuous learning and adaptation. The author suggests that organizations should embrace technology as a tool for growth and efficiency, rather than a source of disruption.

6. The sixth part of the document addresses the issue of sustainability and its role in long-term business success. It argues that organizations have a responsibility to consider the environmental and social impacts of their actions. By adopting sustainable practices, companies can not only reduce their risk but also enhance their reputation and attract socially conscious investors.

7. The seventh part of the document focuses on the importance of customer satisfaction and loyalty. It suggests that organizations should strive to understand their customers' needs and preferences, and then tailor their products and services accordingly. Excellent customer service is presented as a key differentiator in a crowded market.

8. The eighth part of the document discusses the importance of financial management and budgeting. It emphasizes that organizations must carefully monitor their finances to ensure they are operating within their means and achieving their financial goals. The text provides advice on how to create realistic budgets and track performance against them.

9. The ninth part of the document addresses the issue of talent management and recruitment. It argues that organizations must attract and retain top talent to succeed in the long run. This involves creating a compelling employer brand, offering competitive compensation and benefits, and providing opportunities for professional growth.

10. The final part of the document provides a summary of the key points discussed and offers some concluding thoughts. It reiterates the importance of a holistic approach to business management, where all aspects of the organization are aligned towards a common goal of sustainable growth and success.

УДК 551.508:629.195.1

Исследование эффективности решения задачи метеорологического обеспечения межконтинентальных перелетов с использованием данных МИСЗ. Герман М. А., Говердовский В. Ф., Добротворский А. Н. Межвузовский сборник, изд. ЛПИ, 1979, вып. 70, с. 139—146. (ЛГМИ).

В статье рассматривается один из возможных подходов к оценке эффективности метеорологического обслуживания нужд народного хозяйства, основанный на использовании векторного критерия, характеризующего состояние среды. Исследованы сходимость и устойчивость конечно-разностного решения предложенной математической модели. Показана применимость изложенного метода для оптимизации различных народнохозяйственных задач. Проведена оценка экономической эффективности использования данных метеорологических ИСЗ в процессе метеорологического обеспечения межконтинентальных перелетов авиации.

Табл. 1. Ил. 3. Библ. 5.

УДК 551.507.321.2

Спутниковые методы локализации метеорологических аэростатов и схемы сбора данных. Альтер-Залик Ю. Ж. Межвузовский сборник, изд. ЛПИ, 1979, вып. 70, с. 147—159. (ЛГМИ).

Описаны спутниковые методы локализации аэростатов, реализованные в ряде зарубежных программ. Показаны преимущества этих методов перед методами солнечной и радиолокационной навигации. Особое внимание уделено анализу схем сбора и ретрансляции данных зондирования с помощью МСЗ.

Табл. 1. Ил. 4. Библ. 15.

11

12

13

14

15

16

17

18

19

20

21

22

23

24

25

26

27

28

29

30

31

32

33

34

35

36

37

38

39

40

41

42

43

44

45

46

47

48

49

50

51

52

53

54

55

56

57

58

59

60

61

62

63

64

65

66

67

68

69

70

71

72

73

74

75

76

77

78

79

80

81

82

83

84

85

86

87

88

89

90

91

92

93

94

95

96

97

98

99

100