

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО
ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР

ЛЕНИНГРАДСКИЙ ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ

06
Т78

Т Р У Д Ы

ВЫПУСК 42

П Р О Б Л Е М Ы
АВИАЦИОННОЙ МЕТЕОРОЛОГИИ

Под редакцией д-ра физ.-мат. наук проф. С. В. СОЛОНИНА

С б о р н и к II

работ Научно-исследовательского института
авиационной метеорологии

253067

БИБЛИОТЕКА
Ленинградского
Гидрометеорологического
Института

ЛЕНИНГРАД
1971

УДК 551.5 : 629.13 + 656.7.052

*Одобрено Ученым советом
Ленинградского гидрометеорологического института*

В сборнике опубликованы работы научных сотрудников Научно-исследовательского института авиационной метеорологии при ЛГМИ, посвященные актуальным проблемам авиационной метеорологии.

Рассматриваются различные аспекты автоматизации метеорологического обеспечения полетов, прогноз поля ветра в стратосфере, применение метода динамического программирования для рационального учета влияния ветра на полет самолета, вопросы атмосферной турбулентности, вызывающей болтанку самолетов.

Значительное внимание уделено результатам исследования пространственно-временной структуры облачных полей, эволюции низкой облачности и микропрогнозу погоды статистическими методами, применению оптических квантовых локаторов для измерения высот облаков и характеристик прозрачности атмосферы.

Обсуждаются вопросы сбора информации о состоянии атмосферы и поверхности Мирового океана транспортными самолетами и самолетами специального назначения.

Сборник рассчитан на научных работников и специалистов в области авиационной метеорологии, студентов и аспирантов гидрометеорологических вузов, а также на летный и штурманский состав ВВС и ГА.

С. В. СОЛОНИН

ПРОБЛЕМЫ АВТОМАТИЗАЦИИ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ

В работах автора [18, 19] затронуты отдельные аспекты проблемы оптимального учета физического состояния атмосферы в авиационной практике и проанализированы объективные возможности и предпосылки, которые позволяют на базе высокопроизводительных ЭВМ создать единую автоматизированную систему метеорологического обеспечения полетов (АСМОП).

В настоящее время мы являемся свидетелями новых научно-технических достижений, существенно облегчающих реализацию этой, в целом очень сложной, задачи. Имеются в виду прежде всего успехи в области математической теории систем, вычислительной математики и вычислительной техники, а также спутниковой метеорологии.

Следует подчеркнуть, что постановка вопроса об автоматизации метеорологического обеспечения полетов вызвана к жизни не только и не столько открывающимися общими возможностями научно-технического прогресса, а, главным образом, теми трудностями, которые испытывают авиационные метеорологи в своем постоянном стремлении удовлетворить требованиям быстро развивающейся авиационной техники.

Два важных обстоятельства — необходимость регулярного использования данных метеорологических спутников при метеорологическом обеспечении полетов и появление сверхзвуковой авиации особенно усложнили функции метеослужбы и потребовали ее радикальных изменений. В этом плане рационализация отдельных видов деятельности авиационных метеорологов, на наш взгляд, не позволяет преодолеть указанные трудности. Единственная разумная альтернатива для кардинального решения проблемы — создание АСМОП. Эта глобальная автоматизированная система позволит синтезировать все то лучшее, что накоплено к настоящему времени авиационной метеорологической службой (особенно по методике авиационных прогнозов

опасных метеорологических явлений), и то новое, что могут дать численные методы прогноза и спутниковая метеорология в обозримом будущем.

Рассмотрим очень кратко математические и технические аспекты, а также некоторые практические результаты, которые позволяют оптимистически оценить возможности реализации идеи автоматизации метеорологического обеспечения полетов и более зримо представить самые общие контуры АСМОП.

АСМОП характеризуется свойством целостности и целенаправленности. Последнее следует из тех задач, которые призвана решать авиационная метеорологическая служба. По своей структуре она относится к числу так называемых «больших систем». В свою очередь большие системы обычно рассматривают как совокупность сложных систем, т. е. систем, превосходящих по сложности детерминированные системы [5].

Отдельные авторы в этот термин не вкладывают никакого особого смысла, понимая под большой системой задачи управления настолько значительного объема, что решение их регулярными (неэвристическими) методами требует очень большой затраты машинного времени [13].

Как известно, авиационная метеорологическая служба по существу призвана решать три основные задачи:

- 1) обеспечить безопасность полетов в метеорологическом отношении, т. е. предотвратить возникновение в полете критических ситуаций, связанных с проявлением опасных для авиации явлений погоды и попаданием самолетов в условия ниже установленных минимумов погоды;

- 2) способствовать повышению регулярности полетов;

- 3) содействовать максимальной эффективности (экономичности) воздушных перевозок [20].

Первая и частично вторая задачи решаются альтернативно (полет для конкретного самолета (экипажа), по заданному маршруту (воздушной трассе), на определенной высоте (эшелоне), с посадкой на заданном аэродроме (основном или запасном) — разрешается или запрещается) на основе сравнения фактической погоды и прогноза на аэродромах взлета, посадки и по маршруту (воздушной трассе) с соответствующими стандартными минимумами погоды и условиями, при которых гарантируется безопасность полета [1]. Эти операции могут быть реализованы на ЭВМ.

Алгоритмы и операторные схемы программы для принятия решения на полет самолета или группы самолетов по маршруту (три варианта) с применением быстродействующих ЭВМ рассматривались автором совместно с В. П. Протасовой в работе [19].

Третья и частично вторая задачи связаны с принятием наилучших решений, т. е. являются задачами оптимизации. При

выборе критериев оптимальности принимаются во внимание не только метеорологические (физическое состояние атмосферы), но и навигационные факторы. Таким образом, автоматизация метеорологического обеспечения полетов должна решаться комплексно с учетом автоматизации навигационных расчетов и управления воздушным движением в целом.

Цель, структура и решаемые задачи в системе АСМОП допускают теоретико-множественную формализацию при ее рассмотрении. Кратко коснемся этого вопроса.

Множество моментов времени обозначим через T . При этом потребуем, чтобы это множество было упорядоченным (определено направление времени). Таким образом T есть упорядоченное подмножество множества вещественных чисел R^1 .

Состояние АСМОП как системы определяется конечным множеством параметров (элементов), которые характеризуют метеорологические условия, навигационную обстановку, координаты и режим полета отдельных летательных аппаратов.

Допустим, что система имеет множество состояний X .

В каждый момент времени $t \in T$ система получает некоторое входное воздействие $u(t)$, обусловленное изменением метеорологической или навигационной обстановки, и порождает соответствующую выходную величину $y(t)$. Предположим, что значения входных воздействий выбираются из некоторого множества U , а значения выходных величин принадлежат фиксированному множеству Y , т. е. в любой момент времени $u(t) \in U$; $y(t) \in Y$. Следуя терминологии, принятой в работе [10], назовем отрезками входного воздействия $\omega_{(t_1, t_2)}$ и выходной величины $\gamma_{(\tau, t]}$ соответственно сужение $\omega \in \Omega$ на $(t_1, t_2] \cap T$ и $\gamma \in \Gamma$ на $(\tau, t] \cap T$, где τ обозначен начальный момент времени¹. Введением множеств $\Omega = \{\omega : T \rightarrow U\}$ и $\Gamma = \{\gamma : T \rightarrow Y\}$ мы хотели бы подчеркнуть, что отрезки входных и выходных величин по физическим соображениям и в свете требований навигации не могут быть произвольными функциями, а должны принадлежать некоторым узким классам.

Введенные обозначения позволяют систему АСМОП математически стилизовать на основе чрезвычайно общего сложного понятия динамической системы, которое используется для описания потока причинно-следственных связей.

В книге Р. Калмана, П. Фалба и М. Арбиба [10] дано как формальное, так и строгое определение этого понятия, которое мы приведем в несколько измененной редакции с учетом использованных выше обозначений и пояснений.

¹ Здесь и ниже применены обычные обозначения, принятые в современной математике [21—23], поэтому нет необходимости пояснять их специально.

Динамической системой Σ называется сложное математическое понятие, определяемое следующим образом:

I. Заданы множества T, U, Ω, Y и Γ , которые удовлетворяют перечисленным ниже свойствам:

1. Множество Ω непусто (нетривиальность).
2. Если $\omega, \omega' \in \Omega$ и $t_1 < t_2 < t_3$, то найдется такое $\omega'' \in \Omega$, что $\omega''_{(t_1, t_2]} = \omega_{(t_1, t_2]}$ и $\omega''_{(t_2, t_3]} = \omega'_{(t_2, t_3]}$ (сочленение входных воздействий).

3. Существует переходная функция состояния

$$\varphi: T \times T \times X \times \Omega \rightarrow X,$$

определяющая состояние $x(t) = \varphi(t; \tau, x, \omega) \in X$ в момент времени $t \in T$ под воздействием $\omega \in \Omega$, если в начальный момент времени $\tau \in T$ система находилась в начальном состоянии $x = x(\tau) \in X$.

Функция φ определена для всех $t \geq \tau$ (свойство направления времени); при любых $t \in T$, любых $x \in X$ и любых $\omega \in \Omega$ выполняется равенство $\varphi(t; t, x, \omega) = x$ (свойство согласованности) и для $t_1 < t_2 < t_3$ имеем

$$\varphi(t_3; t_1, x, \omega) = \varphi[t_3; t_2, \varphi(t_2; t_1, x, \omega), \omega];$$

при $\omega, \omega' \in \Omega$ и $\omega_{(\tau, t]} = \omega'_{(\tau, t]}$

$$\varphi(t; \tau, x, \omega) = \varphi(t; \tau, x, \omega')$$

4. Задано выходное отображение $v: T \times X \rightarrow Y$. Отображение $(\tau, t] \rightarrow Y$ — отрезок выходной величины.

II. Задано множество A , индексирующее семейство функций

$$F = \{f_a: T \times \Omega \rightarrow Y, a \in A\},$$

каждый элемент которого представляет собой выходную величину для входного воздействия $\omega \in \Omega$ в эксперименте a , т. е.

$$f_a(t, \omega) = y(t).$$

Функция f_a является отображением вход — выход и обладает свойством направления времени, а также свойством причинности, т. е. если $\omega, \omega' \in \Omega$ и $\omega_{(\tau, t]} = \omega'_{(\tau, t]}$,

то

$$f_a(t, \omega) = f_a(t, \omega')$$

при всех a , для которых $\tau = i(a)$.

Понятие динамической системы Σ является слишком общим и недостаточно конкретным для того, чтобы непосредственно из него можно было сделать практически полезные выводы или получить какие-либо прикладные результаты. Однако оно очень важно для представления АСМОП в качестве единой системы.

Понятие динамической системы облегчает также построение логической схемы АСМОП и ее синтез.

Считаем важным обратить внимание на то обстоятельство, что отдельные элементы записанных выше множеств, в свою очередь, сами являются выходными величинами динамических систем более низкого «субординационного» уровня. В частности, уравнения прогноза физического состояния атмосферы (полей ветра, температуры воздуха и т. д.) и опасных для авиации метеорологических явлений, уравнения управления и навигации и другие также можно рассматривать как динамические системы. Проиллюстрируем это на примере навигационного уравнения. Однако предварительно остановимся на классификации динамических систем.

Различают динамические системы стационарные и нестационарные, с непрерывным и дискретным временем, конечномерные, линейные и гладкие [10].

У стационарных систем реакция на заданный отрезок ω при заданном состоянии системы не зависит от промежутка времени воздействия, т. е. структура системы не меняется во времени.

В системах с дискретным временем T есть множество целых чисел. Вполне очевидно, что если в систему входит ЭВМ, то имеем систему с дискретным временем.

Когда все множества X , U и Y конечны, а система стационарна и с дискретным временем, то она называется конечным автоматом. Для исследования конечных автоматов привлекаются финитные методы логики и алгебры.

Условие конечномерности системы необходимо для получения конкретных численных результатов (использование конечных приближений при анализе бесконечномерных систем эквивалентно неявному допущению о конечномерности системы).

Крайне важным является понятие гладкой динамической системы, переходная функция которой φ_x удовлетворяет дифференциальному уравнению. Согласно [10], динамическая система называется гладкой тогда и только тогда, когда $T = R^1$ (с обычной топологией); X и Ω топологические пространства; переходное отображение φ обладает тем свойством, что $(\tau, x, \omega) \rightarrow \varphi(\cdot; \tau, x, \omega)$ определяет непрерывное отображение семейства C' функций $T \rightarrow X$

$$T \times X \times \Omega \rightarrow C'(T \rightarrow X).$$

Здесь $\varphi(\cdot; \tau, x, \omega)$ — функция не указанного аргумента.

Это понятие особенно удобно для исследования задач оптимизации.

Р. Калманом [10] приводится теорема для гладкой динамической системы Σ . По этой теореме, если $T = R^1$; X и U — нормированные пространства; Ω — нормированное пространство

непрерывных функций $T \rightarrow U$ с нормой $\|u\| = \sup_{t \in T} \|u(t)\|^2$;
 $\varphi(\cdot; \tau, x, \omega) \in C'(T \rightarrow X)$ для каждого τ, x и ω а отображение
 $f: T \times X \times \Omega \rightarrow T$,

задаваемое отображением $(\tau, x, \omega) \rightarrow \varphi(t; \tau, x, \omega)$, непрерывно
 при каждом t относительно тихоновской топологии, то переходная функция φ_x является решением дифференциального уравнения

$$\frac{dx}{dt} = f(t, x, L\omega),$$

где оператор L есть отображение $\Omega \rightarrow U$, определенное соответствием $\omega \rightarrow u(t) = \omega(t)$.

Таким образом, при $t \in R^1; x \in R^n; u(t) \in R^m; f: R^1 \times R^n \times R^m \rightarrow R^n$ (f — непрерывная функция, удовлетворяющая, по крайней мере, условию Липшица) приходим к обыкновенному дифференциальному уравнению управления, присваиваемому, в частности, траекторию полета самолета (навигационное уравнение)

$$\frac{dx}{dt} = f(t, x, u(t)).$$

Мы не останавливаемся на рассмотрении задачи оптимального управления, поскольку это не является целью данной статьи. Отметим только, что для построения оптимального управления в настоящее время имеется обширный арсенал различных методов: теория Гамильтона — Якоби, динамическое программирование, принцип максимума Понтрягина, теория фильтрации Винера, методы функционального анализа, методы численного анализа и др. [4, 9—11, 13—15].

Решение навигационной задачи о траектории полета (ТМВ) с учетом неоднородности поля ветра рассматривалось автором в [16, 17]. Применению метода динамического программирования при определении ТМВ специально посвящен ряд статей в настоящем сборнике.

Необходимо отметить, что навигационные задачи, связанные с оптимальным управлением, являются задачей оптимизации с ограничениями. Следует учитывать ограничения, обусловленные строгой регламентацией воздушного пространства (эшелоны, маршрутная система и т. д.), требованиями регулярности полетов (заранее устанавливается время вылета и продолжительность полета), режимом работы аэропортов и интенсивностью движения, метеорологическими условиями и др.

При выполнении предварительных расчетов планирования полетов в большинстве задач текущего состояния системы $x(t_1)$ и входное воздействие ω будут определять не $x(t_2)$,

а его вероятностное распределение $P(t_2; t_1, x(t_1), \omega)$, т. е. имеем стохастическую динамическую систему. Все это, безусловно, существенно усложняет задачу синтеза АСМОП.

Следует также иметь в виду, что АСМОП должна включать очень большое число взаимодействующих элементов, выполнять преобразование огромного объема информации (метеорологической и навигационной), производить обмен информацией с большим количеством внешних абонентов в процессе решения основных функциональных задач.

Однако использование иерархической структуры динамической системы (многоступенчатой иерархии подсистем, в свою очередь являющихся детерминированными или стохастическими динамическими системами), иерархий критериев качества, а также включение в АСМОП «биологического звена» — операторов (именно поэтому система называется автоматизированной) — позволяет при современных технических достижениях превратить АСМОП из возможности в действительность.

Функционирование АСМОП в реальном масштабе времени существенно облегчает решение одной из наиболее трудных технических задач — ввод в систему исходной метеорологической и навигационной информации. В связи с этим автоматизация производства приземных измерений в зоне ВПП (количества, формы и высоты нижней границы облаков, видимости, направления и скорости ветра, давления, температуры и влажности воздуха), а также всего комплекса аэрологических наблюдений приобретает особую значимость. Созданные в настоящее время автоматические метеорологические станции для аэропортов, метеорологические информаторы и автоматические телеметрические системы позволяют обеспечить выдачу метеорологической информации в цифровой форме. В Центральной аэрологической обсерватории создано устройство преобразования первичных данных измерений комплекса «РКЗ — Метеор» в цифровой код, а также составлена на языке «Алгол» и испытана программа обработки данных измерений на ЭВМ «Минск-22» [7].

Перспективными для АСМОП являются ЭВМ четвертого поколения, в которых предполагается иметь специальные процессоры для управления, несколько параллельных процессоров для выполнения основных операций, коммуникационные процессоры и, наконец, периферийные процессоры для решения более мелких задач [8].

Оперативное использование информации искусственных спутников Земли, особенно геосинхронных [6], существенно расширяет возможности синоптического анализа атмосферных процессов в пределах всего полушария и облегчает метеорологическое обеспечение полетов на трансконтинентальных и межконтинентальных воздушных трассах.

Первостепенное значение приобретает разработка численных методов авиационных прогнозов, приспособленных для реализации на ЭВМ. Крайне важно перейти от прогностических карт к информации в числовой форме на эшелонах полетов в пределах всего северного полушария. В этом плане заслуживают внимания разработанные в последние годы методы численного прогноза поля ветра с выдачей прогностической информации в цифровой форме в узлах регулярной сетки, оперативное предвычисление явления болтанки самолетов, полей кучево-дождевых облаков, гроз и т. д. [2, 3, 12].

В 1970 г. на базе Вычислительного центра ГМЦ СССР под руководством автора начато испытание отдельных алгоритмов (элементов) АСМОП, связанных, главным образом, с применением ЭВМ для навигационного обеспечения полетов и разработкой методики авиационного прогноза поля ветра на заданных эшелонах полетов. Проведенные эксперименты дали первые обнадеживающие результаты.

ЛИТЕРАТУРА

1. Баранов А. М., Мазурин Н. И., Солонин С. В., Янковский И. А. Авиационная метеорология. Гидрометеиздат, Л., 1966.
2. Беспоместных А. В., Мальцев В. А. Статистический прогноз гроз с использованием дифференциальных операторов. Метеорология и гидрология, № 4, 1971.
3. Бортников С. А. Построение многоуровневой прогностической модели на основе опыта оперативного краткосрочного прогноза по полным уравнениям для двух уровней атмосферы. Труды Гидрометцентра СССР, вып. 16, 1968.
4. Болтянский В. Г. Математические методы оптимального управления. Изд-во «Наука», М., 1969.
5. Большие системы. Теория, методология, моделирование. Изд-во «Наука», М., 1971.
6. Бугаев В. А. Три системы метеорологических спутников. Будущее науки, вып. 4. Изд-во «Знание», 1971.
7. Вопросы построения автоматизированной гидрометеорологической системы. Экспресс-информация. Гидрометцентр СССР, вып. 2 (7), 1970.
8. Глушков В. М. Вычислительная техника и проблемы автоматизации управления. Будущее науки, вып. 4. Изд-во «Знание», 1971.
9. Гноенский Л. С., Каменский Г. А., Эльсгольц Л. Э. Математические основы теории управляемых систем. Изд-во «Наука», М., 1969.
10. Калман Р., Фалб П., Арбиб М. Очерки по математической теории систем. Изд-во «Мир», М., 1971.
11. Красовский Н. Н. Теория управления движением. Изд-во «Наука», М., 1968.
12. Ломоносов Е. Г., Лукин Ю. Н. Определение зон турбулентности в ясном небе с помощью ЭВМ. Метеорология и гидрология, № 4, 1969.
13. Моисеев Н. Н. Численные методы, использующие вариацию в пространстве состояний. Труды Международного конгресса математиков (Москва — 1966). Изд-во «Мир», М., 1968.
14. Понтрягин Л. С., Болтянский В. Г., Гамкредидзе Р. В., Мищенко Е. Ф. Математическая теория оптимальных процессов. Изд-во «Наука», М., 1969.

15. Пугачев В. С. Статистические проблемы технической кибернетики. Кибернетику — на службу коммунизму. Сб. статей. Изд-во «Энергия», М. — Л., 1967.
16. Солонин С. В. Использование квазигеострофического приближения при решении задач, связанных с необходимостью учета влияния ветра на полет самолета. Труды ЛГМИ, вып. 31, 1967.
17. Солонин С. В. О применении принципа Ферма при определении траектории минимального времени полета самолета. Труды ЛГМИ, вып. 31, 1967.
18. Солонин С. В. О перспективах автоматизации метеорологического обеспечения полетов. Труды ЛГМИ, вып. 29, 1967.
19. Солонин С. В., Протасова В. П. Алгоритмы управления в автоматизированной системе метеорологического обеспечения полетов. Труды ЛГМИ, вып. 34, 1968.
20. Технический регламент, т. II. Метеорологическое обслуживание международной авиации. Секретариат Всемирной метеорологической организации. Женева, 1970.
21. Фор Р., Кофман А., Дени-Папен М. Современная математика. Изд-во «Мир», М., 1966.
22. Шиханович Ю. А. Введение в современную математику. Изд-во «Наука», М., 1965.
23. Эдвардс Р. Функциональный анализ. Изд-во «Мир», М., 1969.

В. С. ЕРШОВА

ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА УПРАВЛЕНИЯ В ДИСКРЕТНОЙ СИСТЕМЕ

При решении задач авиационной метеорологии по определению оптимальных траекторий летательных аппаратов в реальных полях метеорологических элементов приходится иметь дело с дискретной системой. Это связано прежде всего с тем, что метеорологическая информация задается не в аналитическом виде, а представляет собой результат измерений на сети метеорологических станций. Поэтому представляет определенный методический интерес рассмотреть оптимизацию некоторой физической системы S , описываемой дифференциальными уравнениями, при условии дискретного задания исходной информации. Дифференциальное уравнение системы S в векторной форме имеет вид

$$\frac{ds}{dt} = f(s, u, t), \quad (1)$$

где s — m -мерный вектор, определяющий положение системы; f — m -мерная векторная функция; $u(t)$ — l -мерный вектор управления.

Разобьем ряд дискретных значений вектора s , вообще говоря, произвольным образом на k групп, называемых состояниями системы. Таким образом, S^α состояние системы ($\alpha = 1, 2, \dots, k$) содержит n_α положений:

$$s_{\alpha, 1}; s_{\alpha, 2}; \dots; s_{\alpha, n_\alpha},$$

а общее число возможных положений системы равно: $n_1 + n_2 + \dots + n_k$.

Рассмотрим несколько вариантов дискретных систем.

В а р и а н т I. Пусть точка движется в плоскости xy (рис. 1), причем

$$\left. \begin{array}{l} 0 \leq x \leq a, \\ 0 \leq y \leq b. \end{array} \right\} \quad (D)$$

Проведем несколько равноотстоящих прямых, параллельных осям координат и примем во внимание только те дискретные значения координат, которые отвечают положению точки в узлах полученной квадратной сетки. Пусть возможные положения точки на каждой вертикальной прямой в прямоугольнике (D) образуют состояние системы. Тогда переход точки с одной вертикальной прямой на другую при ее движении в плоскости можно рассматривать как переход из одного состояния в другое.

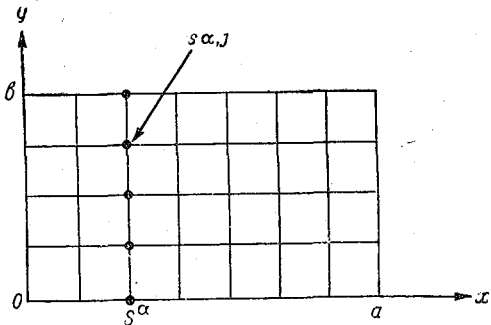


Рис. 1. Вариант I дискретной системы

В а р и а н т II. Объединим дискретные значения координат, соответствующие положению точки в узлах сетки ранее рассмотренного случая, в состояния по другому принципу. Состояние системы определяют точки, расположенные на каждой горизонтальной прямой. Тогда переход точки с одной горизонтальной прямой на другую при ее движении в заданной плоской области можно рассматривать как переход из одного состояния в другое (рис. 2).

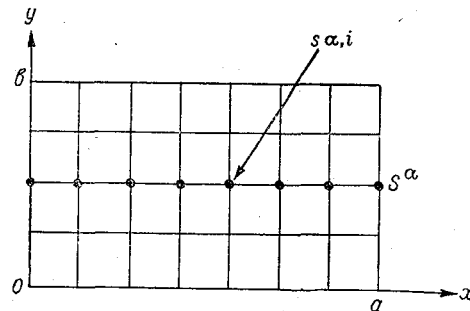


Рис. 2. Вариант II дискретной системы

В а р и а н т III. Пусть в условиях варианта I переход из каждой точки одного состояния в другое состояние возможен только под углом $\varphi = \pm \frac{\pi}{4}$ к оси абсцисс. Следовательно, из каждой точки одного состояния можно попасть только в две или даже одну точку другого состояния. Остальные направления запрещены.

Последний вариант может служить примером наличия ограничений на координаты.

Наложим следующие ограничения при переходе системы из одного состояния в другое:

- 1) внутри состояний переходы запрещены;
- 2) при переходе из состояния S^α в состояние S^β всегда $\alpha < \beta$, $\alpha = 1, 2, \dots, k-1$, т. е. переходы возможны только в направлении возрастания индексов состояния;
- 3) могут иметь место ограничения на переход из положения одного состояния в некоторое положение другого состояния, т. е. не все направления разрешены.

При этом, естественно, предполагается, что существуют такие управления $u(t)$, которые переводят систему из состояния S^α в состояние S^β .

В наших обозначениях S^1 — начальное состояние; S^k — конечное состояние; остальные состояния промежуточные. Траектории, соединяющие заданное начальное $s_{1,p}$ и конечное $s_{k,q}$ положения, определяются как последовательность значений вектора s :

$$s_{1,p}; s_{2,j_2}; s_{3,j_3}; \dots; s_{k-1,j_{k-1}}; s_{k,q}.$$

Переход системы из положения s_{α,j_α} ($j = 1, 2, \dots, n_\alpha$), принадлежащего состоянию S^α , в положение s_{β,j_β} ($j_\beta = 1, 2, \dots, n_\beta$), состояния S^β оцениваются значением некоторого критерия T .

Пусть $(t_{\alpha,j_\alpha})_{\beta,j_\beta}$ — величина критерия при переходе из положения s_{α,j_α} в положение s_{β,j_β} , $\alpha < \beta$. При $\beta - \alpha = 1$ оценивается переход между соседними состояниями, при $\beta - \alpha = 2$ оценивается переход через одно состояние и т. д. Наконец, если $\beta - \alpha = k - 1$, то оценивается переход из начального состояния в конечное.

Значение критерия T , соответствующее процессу в целом, получается простым суммированием частных значений того же критерия, достигнутых на отдельных этапах. Следовательно, при фиксированных начальном и конечном положениях

$$(t_{1,j_1})_{k,j_k} = \sum_{r=1}^{k-1} (t_{r,j_r})_{r+1,j_{r+1}}, \quad (2)$$

так что $(t_{1,j_1})_{k,j_k}$ есть функции промежуточных положений:

$$s_{2,j_2}; s_{3,j_3}; \dots; s_{k-1,j_{k-1}}.$$

Требуется определить для заданной системы оптимальное управление и оптимальную траекторию, на которой критерий T достигает минимального значения.

Обозначим

$$T^* = \min_{j_2, j_3, \dots, j_{k-1}} \sum_{r=1}^{k-1} (t_{r, j_r})_{r+1, j_{r+1}} \quad (3)$$

Выбор промежуточных положений j_2, j_3, \dots, j_{k-1} определяет управление процессом.

Поставленную задачу можно решить методом перебора всех возможных комбинаций. Но при большом числе состояний и числе положений в каждом из них решение задачи таким способом очень трудоемко. Оно требует рассмотрения $n_2 \cdot n_3 \cdot \dots \cdot n_{k-1}$ возможных траекторий.

Решение задачи существенно упрощается, если применить метод динамического программирования, так как при этом исключается необходимость исследования одновременно всех решений.

Метод динамического программирования позволяет отыскивать минимум функции $(t_{1, j_1})_{k, j_k}$ по этапам, минимизируя на каждом этапе один шаг. Таким образом, отыскание минимума функции многих переменных заменяется многократным определением минимума функции одного переменного.

Возьмем два промежуточных состояния, для которых $\beta - \alpha > 1$, и введем обозначение

$$(t_{\alpha, j_{\alpha}})_{\beta, j_{\beta}} = \min_{j_{\alpha+1}, j_{\alpha+2}, \dots, j_{\beta-1}} (t_{\alpha, j_{\alpha}})_{\beta, j_{\beta}} \quad (4)$$

Для вывода основного функционального уравнения динамического программирования воспользуемся очевидным соотношением

$$\min_{j_2, j_3, \dots, j_{k-1}} \{ \dots \} = \min_{j_2} \left[\min_{j_3, j_4, \dots, j_{k-1}} \{ \dots \} \right].$$

Тогда выражение (3) переписывается следующим образом:

$$\begin{aligned} T^* &= \min_{j_2} \left[\min_{j_3, \dots, j_{k-1}} \sum_{r=1}^{k-1} (t_{r, j_r})_{r+1, j_{r+1}} \right] = \\ &= \min_{j_2} \left[(t_{1, j_1})_{2, j_2} + \min_{j_3, \dots, j_{k-1}} \sum_{r=2}^{k-1} (t_{r, j_r})_{r+1, j_{r+1}} \right]. \end{aligned}$$

Здесь второе слагаемое, согласно определению (4), есть $(t_{2, j_2})_{k, j_k}$. Окончательно имеет место рекуррентное соотношение [1]

$$T^* = \min_{j_2} [(t_{1, j_1})_{2, j_2} + (t_{2, j_2})_{k, j_k}]. \quad (5)$$

При решении поставленной выше задачи методом динамического программирования удобно пользоваться матричной

записью [2]. Если система имеет k состояний, можно составить $k-1$ $[n_\alpha \times n_{\alpha+1}]$ матриц $T_{\alpha, \alpha+1}$ ($\alpha = 1, 2, \dots, k-1$), элементы которых будут $(t_{\alpha, j_\alpha})_{\alpha+1, j_{\alpha+1}}$. Условимся в строке матрицы $T_{\alpha, \alpha+1}$ помещать значения критерия при переходе из некоторого положения состояния S^α во все последовательные положения соседнего состояния. Соответственно элементами столбцов будут значения критерия, имеющие место при переходе системы из каждого положения S^α в одно положение соседнего состояния. Если начальное состояние имеет только одно положение, то матрица $T_{1,2}$ вырождается в строку. Аналогично, если конечное состояние фиксировано, то матрица $T_{k-1, k}$ представляет собой столбец. Введем для них специальные обозначения: $t_{1,2}$ и $t_{k-1, k}$.

Начнем процесс оптимизации с начального фиксированного положения. Введем операцию $[t_{1,2}]' + T_{2,3}$, где $[\]'$ обозначает транспонирование. Эту операцию следует понимать так, что к элементам каждого столбца $[n_2 \times n_3]$ -матрицы $T_{2,3}$ прибавляется соответствующий элемент $[n_2 \times 1]$ -матрицы $[t_{1,2}]'$. В результате такого сложения будет получена матрица $[n_2 \times n_3]$. Из каждого столбца полученной таким образом матрицы выбирается минимальный элемент и составляется матрица-строка. Обозначим ее $t_{1,3}$:

$$t_{1,3} = \min \{ [t_{1,2}]' + T_{2,3} \} = \min \begin{vmatrix} \tau_{11} & \tau_{12} & \dots & \tau_{1 n_3} \\ \tau_{12} & \tau_{22} & \dots & \tau_{2 n_3} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \tau_{n_2 1} & \tau_{n_2 2} & \dots & \tau_{n_2 n_3} \end{vmatrix} = \min_j \begin{vmatrix} \tau_{1j} \\ \tau_{2j} \\ \dots \\ \tau_{n_2 j} \end{vmatrix}$$

Элементы этой строки дают минимальное значение критерия при переходе из начального положения в каждое положение третьего состояния. Далее операции повторяются: находится матрица $[t_{1,3}]' + T_{3,4}$, которая минимизируется по столбцам. В результате получается следующая матрица-строка $t_{1,4}$ и т. д.

На последнем шаге складываются две матрицы-столбцы $[t_{1, k-1}]' + t_{k-1, k}$. Результатом будет также матрица-столбец. Из полученного столбца выбирается минимальный элемент. Это и будет минимальное значение критерия при переходе из определенного начального положения в фиксированное конечное положение. Чтобы определить оптимальную траекторию, нужно теперь проследить путь от конечной точки к начальной. Правило определения этой траектории покажем на примере.

Пусть весь процесс перехода некоторой физической системы из начального состояния в конечное разбит на 4 этапа, так что имеем пять состояний $\alpha = 1, 2, 3, 4, 5$. Схематично изобразим

состояния в виде параллельных прямых. В каждом состоянии возможны три положения. Пусть переход из одного состояния в другое оценивается некоторым критерием, значения которого даны, и на рис. 3 они записаны на соответствующих отрезках. Тогда введенные нами обозначения $(t_{a, j_a})_{a+1, j_{a+1}}$ примут конкретные значения. Все данные о значении критерия могут быть записаны с помощью цепочки матриц: $T_{1,2}; T_{2,3}; T_{3,4}; T_{4,5}$.

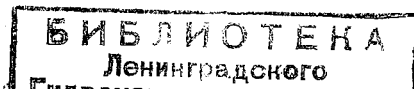
Матрица $T_{1,2}$, например, содержит полную информацию о значении критерия при переходе из каждого положения первого состояния в каждое положение второго состояния. Соответственно, матрица $T_{2,3}$ содержит полную информацию о значении критерия при переходе из каждого положения второго состояния в каждое положение третьего состояния и т. д. Требуется определить оптимальную траекторию при движении системы из среднего положения первого состояния в верхнее положение последнего состояния.

По изложенному выше правилу составляем соответствующие матрицы. Чтобы иметь возможность проследить оптимальную траекторию, предлагается следующая схематическая запись:

253067

$$\begin{array}{c}
 \begin{array}{c} 5 \ 14 \\ \uparrow \\ \left| \begin{array}{c|c|c} 5 & 2 & 3 & 9 \\ \hline 1 & 3 & -2 & -4 \\ \hline 4 & 8 & 5 & 3 \end{array} \right| \begin{array}{c|c|c} 7 & 8 & 14 \\ \hline -4 & -3 & 5 \\ \hline 12 & 9 & 7 \\ \hline 4 & 3 & 5 \end{array} \end{array} \\
 \\
 \begin{array}{c} \uparrow \\ \left| \begin{array}{c|c|c} 4 & 3 & 4 & 7 \\ \hline 3 & -5 & -6 & -5 \\ \hline 5 & 10 & 6 & 4 \end{array} \right| \begin{array}{c|c|c} 7 & 8 & 11 \\ \hline -8 & -9 & -8 \\ \hline 15 & 11 & 9 \\ \hline 7 & 8 & 8 \end{array} \end{array} \\
 \\
 \begin{array}{c} \uparrow \\ \left| \begin{array}{c|c|c} 7 & 7 & 14 \\ \hline 8 & 9 & 17 \\ \hline -8 & -5 & -13 \end{array} \right| \end{array} \\
 13
 \end{array}$$

Пользоваться этой записью нужно следующим образом. Через минимальный элемент последней матрицы-столбца проводим горизонтальную линию до последнего элемента матрицы $[t_{1,4}]'$. Находим этот элемент в соответствующем столбце матрицы $[t_{1,3}]' + T_{3,4}$ и опять проводим горизонтальную линию. Эта горизонтальная линия приводит во второй элемент матрицы-столбца $[t_{1,3}]'$. Находим теперь этот элемент в соответствующем столбце матрицы $[t_{1,2}]' + T_{2,3}$ и проводим горизонтальную линию, которая приводит нас во второй элемент матрицы-столбца $[t_{1,2}]'$. Найденная таким образом оптимальная траектория показана на рис. 3.



Так как процесс оптимизации можно начинать с любого конца, запишем схему вычислений для того случая, когда оптимизация начинается с конечного положения

$$t_{4,5} + [T_{3,4}]' \rightarrow \min \{t_{4,5} + [T_{3,4}]'\} \rightarrow t_{3,5}$$

Матрица-столбец $t_{3,5}$ дает минимальные значения критерия при переходе из каждого положения третьего состояния в конечное положение. Следующий этап будет

$$[t_{3,5}]' + [T_{2,3}]' \rightarrow \min \{[t_{3,5}]' + [T_{2,3}]'\} \rightarrow t_{2,5}$$

и т. д.

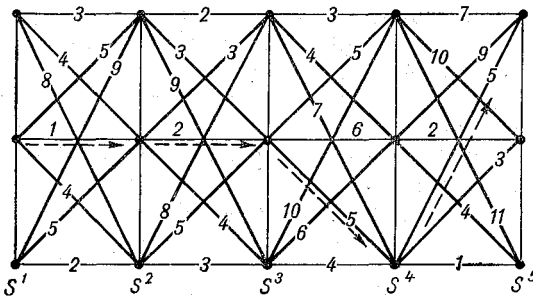


Рис. 3. Определение оптимальной траектории методом динамического программирования

Воспользуемся предложенной схемой записи

$$\begin{array}{l} \left| \begin{array}{ccc|ccc} 7 & & & 10 & 12 & 17 \\ 9 & & & 13 & 15 & 15 \\ 5 & & & 12 & 10 & 9 \end{array} \right| \\ \left| \begin{array}{ccc|ccc} 3 & 5 & 10 & 10 & 12 & 17 \\ 4 & 6 & 6 & 13 & 15 & 15 \\ 7 & 5 & 4 & 12 & 10 & 9 \end{array} \right| \\ \left| \begin{array}{ccc|ccc} 10 & & & 10 & 10 & 9 \\ 10 & & & 10 & 10 & 9 \\ 9 & & & 10 & 10 & 9 \end{array} \right| \\ \left| \begin{array}{ccc|ccc} 2 & 3 & 8 & 12 & 13 & 18 \\ 3 & 2 & 5 & 13 & 12 & 15 \\ 9 & 4 & 3 & 18 & 13 & 12 \end{array} \right| \\ \left| \begin{array}{ccc|ccc} 12 & & & 12 & 12 & 12 \\ 12 & & & 12 & 12 & 12 \\ 12 & & & 12 & 12 & 12 \end{array} \right| \\ \left| \begin{array}{ccc|ccc} 5 & & & 5 & & 17 \\ 1 & & & 1 & & 13 \\ 4 & & & 4 & & 16 \end{array} \right| \end{array}$$

31

Отсюда видно, что траектория проходит через те же положения, что и при оптимизации из начальной точки, т. е. через положения:

$$s_{1,2}; s_{2,2}; s_{3,2}; s_{4,3}; s_{5,1}.$$

Предложенная схема определения оптимальной траектории сохраняется и при наличии запрещенных зон. Для запрещенных переходов вместо соответствующего значения критерия в мат-

рице оставляется свободное место. Поясним на примере. Пусть в рассмотренном выше случае запретной зоной является второе положение третьего состояния (рис. 4).

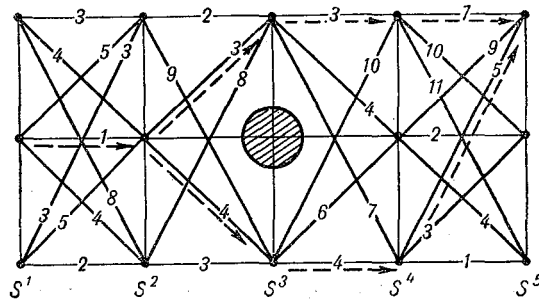


Рис. 4. Определение оптимальной траектории методом динамического программирования с учетом ограничений на координаты

Тогда схема вычислений будет следующая:

$$\begin{array}{c}
 5 \ 1 \ 4 \ | \\
 \uparrow \left| \begin{array}{c|c|c} 5 & 2 \ . \ 9 & 7 \ . \ 14 \\ 1 & 3 \ - \ 4 & 4 \ . \ 5 \\ 4 & 8 \ . \ 3 & 12 \ . \ 7 \\ \hline & & 4 \ . \ 5 \end{array} \right. \\
 \uparrow \left| \begin{array}{c|c|c|c} 4 & -3 & -4 & -7 \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ 5 & -10 & -6 & -4 \\ \hline & & & 7 \ 8 \ 9 \end{array} \right. \left| \begin{array}{c|c|c} -7 & 8 & 11 \\ \cdot & \cdot & \cdot \\ -14 & -11 & -9 \\ \hline & & 7 \ 8 \ 9 \end{array} \right. \\
 \uparrow \left| \begin{array}{c|c|c} 7 & 7 & 14 \\ 8 & 9 & 17 \\ -9 & -5 & -14 \\ \hline & & 14 \end{array} \right. \\
 14
 \end{array}$$

В этом случае возможны две оптимальные траектории с одинаковым минимальным значением критерия $T^* = 14$. Одна оптимальная траектория проходит через положения: $s_{1,2}$; $s_{2,2}$; $s_{3,3}$; $s_{4,3}$; $s_{5,1}$, другая — через положения: $s_{1,2}$; $s_{2,2}$; $s_{3,1}$; $s_{4,1}$; $s_{5,1}$. Если бы мы задали не одно, а несколько запретных положений системы (зон), то определение оптимальной траектории (оптимального решения) осуществлялось бы аналогичным образом.

ЛИТЕРАТУРА

1. Беллман Р. Динамическое программирование. ИЛ, М., 1960.
2. De Jong H. M. The provision of meteorological information of airline operators for computerized flight planning. Commission for aeronautical meteorology, scientific and technical conference. London, 1968.

Г. А. ДЕГТЯРЕНКО

О СТАТИСТИЧЕСКОМ МЕТОДЕ ПРОГНОЗА ПОЛЯ ВЕТРА В ИНТЕРЕСАХ СВЕРХЗВУКОВОЙ АВИАЦИИ

Прогноз поля ветра представляет собой одно из главных звеньев в метеорологическом обеспечении полетов современных и перспективных сверхзвуковых самолетов.

Существующие численные схемы прогноза геопотенциала, используемые в оперативной практике ГМЦ, предусматривают прогноз поля ветра только на основных изобарических поверхностях до уровня 300 мб.

Это не в полной мере удовлетворяет требованиям, предъявляемым в настоящее время практикой самолетовождения. Для проведения штурманских расчетов необходимы прогностические данные о ветре не только на изобарических поверхностях, но и на других высотах. Введение в эксплуатацию сверхзвуковых транспортных самолетов (СТС) потребует также данные о распределении поля ветра в нижней стратосфере до уровня 30 мб.

По-видимому, для получения указанных выше данных о ветре целесообразно использовать методы интерполяции между изобарическими поверхностями, а также методы экстраполяции ветра на вышележащие уровни по данным нижележащих. Последнее особенно важно при решении задачи прогноза ветра в стратосфере в интересах СТС.

Исследования статистической структуры поля ветра в верхней тропосфере и нижней стратосфере показали, что между составляющими скоростями ветра по высотам имеется устойчивая корреляционная связь. Причем эта связь затухает с высотой по экспоненциальному закону [2, 6, 7].

Если φ_i ($i=1, 2, 3, \dots, n$) есть отклонение составляющих скорости ветра от нормы на некоторых нижележащих уровнях, то отклонение составляющих скорости от нормы на вышележа-

шем уровне φ'_0 может быть представлено как некоторая линейная комбинация:

$$\varphi'_0 = \sum_{i=1}^n p_i \varphi'_i, \quad (1)$$

$$\varphi'_i = \begin{cases} u_{xi} - \bar{u}_{xi} \\ u_{yi} - \bar{u}_{yi} \end{cases},$$

где u_x — зональная, u_y — меридиональная составляющие скорости ветра; \bar{u}_x , \bar{u}_y — нормы составляющих скоростей ветра.

Весовые множители p_i могут быть найдены из системы уравнений:

$$\sum_{j=1}^n m_{ij} p_j + \delta_i^2 p_i = m_{0i} \quad (i = 1, 2, \dots, n), \quad (2)$$

которая получается путем минимизации средней квадратической ошибки аппроксимации.

В уравнениях (2) m_{ij} представляет собой значение автокорреляционной функции составляющих скорости ветра; δ_i^2 — средняя квадратическая ошибка измерений скорости ветра над пунктами.

Система уравнений (2) может быть преобразована к виду:

$$\sum_{j=1}^n r_{ij} \chi_j p_j + \eta_i \chi_i p_i = r_{0i} \quad (i = 1, 2, \dots, n), \quad (3)$$

где r_{ij} — коэффициенты межуровневой корреляции; χ_i — отношение среднего квадратического отклонения на i -м уровне к среднему квадратическому отклонению на вышележащем уровне; η_i — отношение квадрата ошибки к квадрату среднего квадратического отклонения на каждом уровне.

Решая систему уравнений (3), можно получить весовые множители для всех сезонов года. Приведем здесь некоторые из полученных экстраполяционных соотношений для широтного круга 35—75° с. ш. по календарным сезонам:

з и м а

$$u'_{x_{100}} = 0,61u'_{x_{200}} - 0,94u'_{x_{300}},$$

$$u'_{y_{100}} = 0,595u'_{y_{200}} - 0,048u'_{y_{300}};$$

л е т о

$$u'_{x_{100}} = 0,37u'_{x_{200}} + 0,03u'_{x_{300}},$$

$$u'_{y_{100}} = 0,43u'_{y_{200}} - 0,045u'_{y_{300}};$$

весна

$$u'_{x_{100}} = 0,51u'_{x_{200}} - 0,026u'_{x_{300}},$$

$$u'_{y_{100}} = 0,42u'_{y_{200}} - 0,01u'_{y_{300}};$$

осень

$$u'_{x_{100}} = 0,44u'_{x_{200}} + 0,001u'_{x_{300}},$$

$$u'_{y_{100}} = 0,54u'_{y_{200}} - 0,04u'_{y_{300}}.$$

Для расчетов использовались коэффициенты межуровневой корреляции и средние квадратические отклонения, полученные путем обобщения данных, приведенных в справочнике [5].

Результаты расчетов весовых множителей показывают, что для экстраполяции составляющих ветра на вышележащие изобарические уровни по данным нижележащих уровней достаточно использовать данные о ветре только на одном нижележащем уровне. Например, для получения данных о ветре на уровне 100 мб поверхности достаточно использовать данные на изобарической поверхности 200 мб.

Аналогичным образом автором были получены экстраполяционные соотношения для уровней 50 и 30 мб. Анализ результатов расчетов указывает на возможность использования составляющих ветра на уровнях 100 и 50 мб для получения данных о ветре на уровнях 50 и 30 мб.

На основе использования метода экстраполяции нами разработана схема численного прогноза поля ветра в стратосфере. Для получения прогностических данных о поле геопотенциала (ветра) на исходном (нижележащем) уровне была привлечена схема Ильина — Руховца [4]. Алгоритм и программа прогноза ветра в нижней стратосфере, реализованные на ЭЦВМ «Раздан-2», включали 2 этапа: 1) получение прогностического поля геопотенциала (ветра) на уровне 200 мб (на 24 часа) по оперативной схеме Ильина — Руховца; 2) экстраполяцию прогностических данных о ветре на вышележащие уровни.

В процессе численного эксперимента были выполнены расчеты для февраля, апреля, июля и сентября 1969 г. Численные эксперименты показали достаточно высокую точность получаемого прогноза ветра на поверхности 100 мб.

Приведем результаты анализа прогноза ветра за февраль 1969 г. Средняя месячная абсолютная ошибка прогноза скорости ветра составила $|\Delta u| = 5,7$ м/сек, а средняя относительная ошибка равна 0,44. Оправдываемость прогноза скорости ветра с отклонением до 10 м/сек составила 85% (рис. 1).

Параллельно проводилась экстраполяция фактических данных о ветре с уровня 200 мб на уровень 100 мб, чтобы можно было оценить качество экстраполяционной формулы и погрешности, вызванные использованием геострофического ветра. Сред-

няя абсолютная ошибка экстраполяции скорости ветра составила $|\Delta u| = 4,0$ м/сек, а направления — $|\Delta d| = 20^\circ$. Оправдываемость экстраполяции скорости ветра с отклонением до 10 м/сек составила 96%.

Сравнивая результаты анализа экстраполяции поля ветра по фактическим и прогностическим данным о ветре, можно отметить достаточную их согласованность.

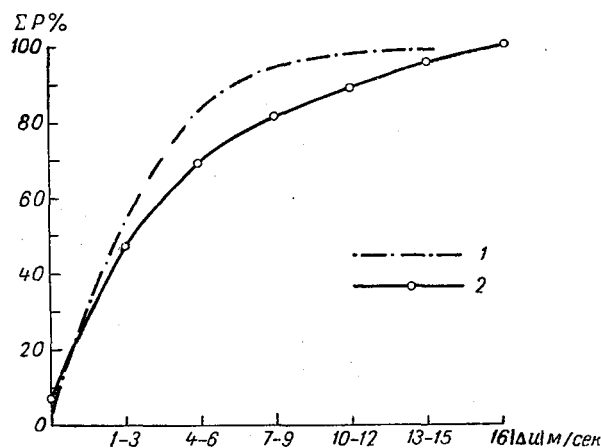


Рис. 1. Оправдываемость экстраполяции ветра на уровне 100 мб с использованием прогностического и фактического ветра на уровне 200 мб:
1 — по прогностическим данным о ветре; 2 — по фактическим данным о ветре

Анализ результатов численных экспериментов с использованием прогностических и фактических данных о ветре позволяет сделать вывод о возможности использования экстраполяционных формул для прогноза поля ветра в интересах СТС.

ЛИТЕРАТУРА

1. Г ан д и н Л. С. Объективный анализ метеорологических полей. Гидрометеоздат, Л., 1963.
2. Г а р и ф у л и н К. К. Изменчивость ветра в свободной атмосфере. Гидрометеоздат, Л., 1967.
3. Г у т е р м а н И. Г. Распределение ветра над северным полушарием. Гидрометеоздат, Л., 1965.
4. Р у х о в е ц Л. В. Оптимальная малопараметрическая модель прогноза поля геопотенциала на большом числе уровней. Труды симпозиума по численным методам прогноза погоды. Гидрометеоздат, Л., 1964.
5. Справочник климатических характеристик ветра свободной атмосферы по отдельным станциям северного полушария. НИИАК, М., 1969.
6. Charles B. N. Lag correlation of upper winds. Journal of Meteorology, vol. 16, No. 1, 1959.
7. Kochanski A. Models of vertical correlations of the wind. Journal of Meteorology, vol. 18, No. 2, 1961.

С. В. СОЛОНИН, В. С. ЕРШОВА, С. И. МАЗОВЕР, Э. М. ГАВРИЛОВ

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТРАЕКТОРИИ
МИНИМАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА
МЕТОДОМ ДИНАМИЧЕСКОГО ПРОГРАММИРОВАНИЯ**

Перспективы перехода на качественно новую методику метеорологического обеспечения полетов на основе широкого применения высокопроизводительных электронных вычислительных машин для обработки результатов измерений, анализа и прогноза погоды в глобальном масштабе предопределяют все возрастающее значение исследований по вопросам рационального использования информации о полях метеорологических элементов в авиационной практике. Этим можно объяснить большое внимание, уделяемое в последнее время проблемам оптимального учета физического состояния атмосферы при выборе маршрута и профиля полета, поискам наиболее эффективных методов расчета оптимальных траекторий летательных аппаратов [5, 7—11].

В статье [11] рассмотрены результаты численного эксперимента по определению траектории минимального времени полета самолета (ТМВ) различными методами (графоаналитическим по полю давления, методом изохрон и на ЭЦВМ «Раздан-2» на основе реализации принципа Ферма). В указанной работе исследовались полеты по четырем межконтинентальным воздушным трассам: Москва—Гавана, Москва—Нью-Йорк, Москва—Монреаль, Москва—Токио с целью определения точности и эффективности перечисленных выше методов оптимизации, влияния временной изменчивости поля ветра (давления) и масштаба пространственного осреднения на результаты расчетов при переходе к конечно-разностным формулам.

В настоящей статье и в работах [12, 13] представлены результаты нового цикла исследований, связанных, главным образом, с вычислительными аспектами оптимизации и применением метода динамического программирования для определе-

ния ТМВ. Так как формулировка принципа оптимальности, лежащего в основе метода динамического программирования, связана с понятием траектории процесса, т. е. некоторой последовательности состояний управляемого объекта, он может служить достаточно действенным методом определения оптимальных траекторий в задачах, подобных рассмотренным. Его основное преимущество заключается в том, что используются непосредственно дифференциальные уравнения процесса и не требуется знание аналитического решения в замкнутой форме; метод удобен для реализации на ЭВМ [1, 14].

При рассмотрении задачи о ТМВ будем исходить из следующих соображений:

1. Функционал, определяющий продолжительность полета между двумя заданными пунктами, обладает свойством локальности.

2. Ветер является переносным движением, аэродинамический угол скольжения самолета равен нулю.

3. Земля принимается плоской.

Кинематические дифференциальные уравнения, описывающие траекторию полета самолета на постоянной высоте в поле переменного ветра в прямоугольной системе координат, имеют вид:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= V_x(t) + u_x(x, y), \\ \dot{y} &= V_y(t) + u_y(x, y), \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

где точкой обозначено дифференцирование по времени t ; x, y — прямоугольные координаты самолета; \vec{x}, \vec{y} — составляющие вектора путевой скорости самолета \vec{W} ; V_x, V_y — составляющие вектора воздушной скорости самолета \vec{V} ; u_x, u_y — составляющие вектора скорости ветра \vec{u} .

Ставится задача определения траектории полета между заданными точками, для которой время полета $\int_0^T dt$ будет минимальным.

Воспользуемся преобразованием

$$\int dt = \int \frac{ds}{W} = \int \frac{\sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2}}{W} dt = \int L dt.$$

Тогда

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= V_x(t) + u_x = \frac{W}{\sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2}} \dot{x} = \frac{\dot{x}}{L}, \\ \dot{y} &= V_y(t) + u_y = \frac{W}{\sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2}} \dot{y} = \frac{\dot{y}}{L}. \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

Из уравнений (2) следует:

$$\left. \begin{aligned} V_x(t) &= \frac{\dot{x}}{L} - u_x(x, y), \\ V_y(t) &= \frac{\dot{y}}{L} - u_y(x, y), \end{aligned} \right\}$$

откуда

$$V^2 = \left(\frac{\dot{x}}{L} - u_x \right)^2 + \left(\frac{\dot{y}}{L} - u_y \right)^2.$$

Выражение для L может быть получено как решение квадратного уравнения

$$(V^2 - u_x^2 - u_y^2)L^2 + 2(\dot{x}u_x + \dot{y}u_y)L - (\dot{x}^2 + \dot{y}^2) = 0.$$

Так как L не может быть отрицательным, окончательно можно записать

$$L = \frac{-(\dot{x}u_x + \dot{y}u_y) + \sqrt{V^2(\dot{x}^2 + \dot{y}^2) - (u_y\dot{x} - u_x\dot{y})^2}}{V^2 - u_x^2 - u_y^2}. \quad (3)$$

Таким образом, задача минимизации функционала $\int_0^T dt$ для исходных уравнений (1) сведена к задаче минимизации функционала

$$I(y) = \int_{x^0}^{x^T} \frac{-(u_x + y'u_y) + \sqrt{V^2(1+y'^2) - (u_y - u_x y')^2}}{V^2 - u_x^2 - u_y^2} dx$$

без каких-либо ограничений. В последнем выражении $y' = \frac{dy}{dx}$, x^0 и x^T — абсциссы начальной и конечной точек.

К сформулированной задаче оптимизации применим метод динамического программирования. Как известно, характерным для динамического программирования является определенный методический прием, а именно: весь процесс перемещения точки (x, y) из положения (x^0, y^0) в положение (x^T, y^T) разделяется на ряд этапов и производится последовательная оптимизация на каждом из них. Решения принимаются исходя из рассмотрения всего процесса в целом, а не каждого отдельного этапа как обособленного элемента.

Пусть $f(x, y)$ — время, требуемое для перелета из некоторого промежуточного положения (x, y) в конечное положение (x^T, y^T)

при следовании по оптимальной траектории. Тогда из принципа оптимальности Беллмана [1] следует

$$\begin{aligned}
 f(x, y) &= \min_{y'} I(y) = \\
 &= \min_{y'} \left\{ \int_x^{x+\Delta x} \frac{-(u_x + y'u_y) + \sqrt{V^2(1+y'^2) - (u_y - u_x y')^2}}{V^2 - u_x^2 - u_y^2} dx + \right. \\
 &\quad \left. + f(x + \Delta x, y + y'\Delta x) \right\}. \quad (4)
 \end{aligned}$$

Первый член правой части (4) дает значение критерия выбора оптимального решения (в данном случае — времени) при переходе от предыдущего этапа к последующему. Второй член представляет собой значение критерия оптимальности при переходе из некоторого промежуточного состояния в конечное (x^T, y^T) при следовании по оптимальной траектории. Значения функции $f(x, y)$ и $f(x + \Delta x, y + y'\Delta x)$ относятся к соседним состояниям. Если предположить, что все входящие под интеграл величины постоянны на каждом интервале Δx , то получим следующее функциональное уравнение:

$$\begin{aligned}
 f(x, y) &= \min_{y'} \left\{ \frac{-(u_x + y'u_y) + \sqrt{V^2(1+y'^2) - (u_y - u_x y')^2}}{V^2 - u_x^2 - u_y^2} \Delta x + \right. \\
 &\quad \left. + f(x + \Delta x, y + y'\Delta x) \right\}. \quad (5)
 \end{aligned}$$

Функциональное уравнение (5) дает возможность производить поэтапную оптимизацию, начиная с конечного пункта. Однако оптимизацию можно выполнить и в прямом направлении, т. е. перемещаясь из начального пункта.

Запишем соответствующее функциональное уравнение. Для этого введем функцию $f_1(x, y)$, которая представляет собой время, требуемое для перелета из начального положения (x^0, y^0) в некоторое положение (x, y) при следовании по оптимальной траектории. Тогда, согласно принципа оптимальности Беллмана, можно записать

$$\begin{aligned}
 f_1(x, y) &= \min_{y'} \left\{ \frac{-u_x + y'u_y + \sqrt{V^2(1+y'^2) - (u_y - u_x y')^2}}{V^2 - u_y^2 - u_x^2} \Delta x + \right. \\
 &\quad \left. + f_1(x - \Delta x, y + y'\Delta x) \right\}. \quad (6)
 \end{aligned}$$

Если поместить начало прямоугольной системы координат x, y в начальную точку полета, направив ось x из начальной точки в конечную, то в выбранной таким образом системе координат граничные условия примут вид:

$$\begin{aligned} x(0) = x^0 = 0; & \quad y(0) = y^0 = 0; \\ x(T) = x^T; & \quad y(T) = y^T. \end{aligned}$$

Расстояние между начальным и конечным пунктами по оси x разобьем на n равных частей, через которые проведем опорные прямые, параллельные оси y . Таким образом, процесс преодоления расстояния будет состоять из n шагов, каждый из кото-

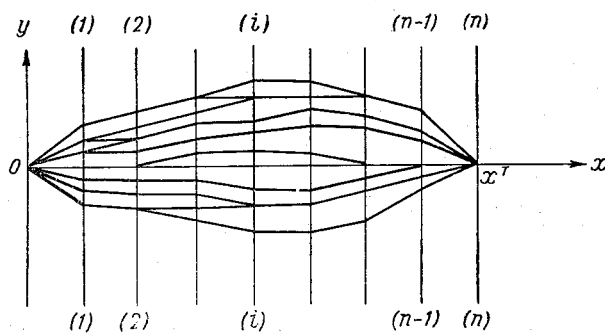


Рис. 1. Построение оптимального управления методом динамического программирования

рых представляет собой перемещение с одной из опорных прямых на другую. При этом условимся, что перемещение от одной опорной прямой к другой допускается только в положительном направлении, на каждом шаге участок траектории прямолинеен и ветер постоянен. Задача сводится к тому, чтобы для каждой точки опорной прямой $(i) - (i)$ определить оптимальный угол, под которым должна проходить эту точку оптимальная траектория (рис. 1).

Процесс перемещения будем осуществлять с первого шага. Тогда следует воспользоваться функциональным уравнением (6). По определению функции $f_1(x, y)$ значение $f_1(0, 0) = 0$. В результате первого шага происходит перемещение из начальной точки в некоторую точку опорной прямой $(1) - (1)$. Задаваясь несколькими значениями ординаты y , для каждого из них находим так называемое условное оптимальное управление y' и условное минимальное время

$$f_1(1, y(1)) = \frac{-(u_x + y'u_y) + \sqrt{V^2(1 + y'^2) - (u_y - u_x y')^2}}{V^2 - u_x^2 - u_y^2} \Delta x.$$

Полученные значения для времени записываются в соответствующих точках на опорной прямой (1) — (1). Если точки на опорной прямой (1) — (1) поставлены достаточно часто, то можно считать, что условное оптимальное управление и условное минимальное время найдены для любого значения $y \in y(1)$. Далее переходим к планированию второго шага. В каждую точку опорной прямой (2) — (2) можно переместиться из начального положения через любую точку опорной прямой (1) — (1). Выбираем тот путь, который дает, согласно уравнению (6), минимальное суммарное время

$$f_1(2, y(2)) = \min_{y'} \left\{ \frac{-(u_x + y' u_y) + \sqrt{V^2(1 + y'^2) - (u_y - y' u_x)^2}}{V^2 - u_x^2 - u_y^2} \Delta x + f_1(1, y(1)) \right\}.$$

Полученные значения для условного минимального времени записываются в соответствующих точках опорной прямой (2) — (2).

В результате цепочки таких построений для каждой точки на любой из опорных прямых будет выяснено условное оптимальное управление и определено соответствующее этому управлению условное минимальное время. После того как процесс оптимизации доведен до конечного пункта, строится (от конца к началу) вся оптимальная траектория.

На основе приведенных соотношений по описанной методике были выполнены численные эксперименты на ЭЦВМ БЭСМ-4 по определению ТМВ для трансконтинентальных воздушных трасс. В качестве исходных данных для задания поля ветра использовались значения абсолютного геопотенциала H изобарической поверхности, соответствующей высоте полета. Прямоугольная сетка была получена пересечением опорных прямых линиями, параллельными оси x , причем расстояние между опорными прямыми в 6 раз превосходило расстояние между точками, взятыми на опорных прямых.

По исходным значениям геопотенциала, снятым в узлах прямоугольной сетки по карте абсолютной барической топографии, вычислялись составляющие скорости ветра в каждом узле сетки. Для этого использовались геострофические соотношения:

$$\left. \begin{aligned} u_x &= -\frac{9,8}{l} \cdot \frac{\partial H}{\partial y}; \\ u_y &= \frac{9,8}{l} \cdot \frac{\partial H}{\partial x}, \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

где $l = 2 \omega \sin \varphi$ — кориолисов параметр (ω — угловая скорость вращения Земли, φ — географическая широта).

В случае численного решения производные в выражениях (7) заменялись конечными разностями и вводился множитель, учитывающий масштаб и проекцию карты. Замена истинных производных конечными разностями равносильна сглаживанию поля. При этом степень сглаживания существенно зависит от шага Δd (Δx или Δy) и порядка производной. При слишком больших значениях Δd (сильное сглаживание) могут возникнуть существенные погрешности при определении ТМВ за счет искажения мезоструктуры поля ветра (давления). При слишком малых Δd увеличивается влияние ошибок измерений на конечные разности. Поэтому шаг осреднения должен быть выбран в соответствии с требованиями к точности решения задачи [2].

При рассмотрении вопроса о рациональной величине шага, для того чтобы интерполяция была оптимальной в смысле обеспечения минимума ошибки, можно воспользоваться теоремой Котельникова [3].

Критический масштаб должен соответствовать масштабу, в пределах которого выполняется локальная однородность и локальная изотропность. При решении навигационных задач можно считать поле давления на заданной высоте полета локально однородным и локально изотропным в радиусе 1500—2500 км, поэтому оптимальное значение для шага интерполяции равно 100—200 км.

Так как точки на опорных прямых были выбраны вполне определенным образом, т. е. в узлах прямоугольной сетки, то участки траекторий перемещения с одной опорной прямой на другую каждый раз являлись диагоналями некоторого прямоугольника. В каждом таком прямоугольнике ветер принимался постоянным, составляющие по осям которого вычислялись путем осреднения соответствующих составляющих в вершинах данного прямоугольника.

При выполнении расчетов использовалась карта полярной стереографической проекции с главным масштабом по параллели 60° . Масштабный множитель для данной проекции и широты рассчитывался по формуле

$$\sin \varphi_{ij} = \frac{k^2 - r_{ij}^2}{k^2 + r_{ij}^2},$$

где $k = 1,8659 R$, R — радиус Земли;

$$r_{ij}^2 = d^2 [(i - a)^2 + (j - b)^2];$$

d — шаг сетки по опорной прямой;

a, b — координаты северного полюса в выбранной системе координат в долях d ;

i, j — координаты узлов сетки (в долях d).

Ниже приводится программа вычисления ТМВ на алгоритмическом языке АЛГОЛ-60. Она составлена для случая, когда полет происходит из начального пункта в конечный и оптимизация начинается с первого шага. При вычислении траектории полета в обратном направлении удобнее пользоваться оптимизацией, начиная с последнего шага. Это удобно в том отношении, что приведенная программа требует незначительного изменения (замены знака на противоположный в нескольких выражениях) с тем, чтобы ее можно было использовать для вычисления траектории минимального времени в обратном полете.

Программа для определения ТМВ на АЛГОЛ-60

```

begin real a, b, c, d, h, g, y, τ, σ, ω, A, K, V, UX, UY, W, S;
integer i, j, k, l, r;
array H[0:M, 0:N], uX, uY, t, θ[1:M-1, 1:N-1];
procedure P(m, n, o, p, q);
value m, n, o, p, q;
real m, n, o, p, q;
begin real α, β, γ;
if n = o then begin
UX := (uX[n-1, m] + uX[n-1, m+3] +
uX[n+1, m] + uX[n+1, m+3])/4;
UY := (uY[n-1, m] + uY[n-1, m+3] +
uY[n+1, m] + uY[n+1, m+3])/4;
S := d × p; W := UX + sqrt(V ↑ 2 - UY ↑ 2);
t[n, m+3] := θ[n, m] + S/W end
else begin
UX := (uX[o, m] + uX[o, m+3] +
uX[n, m] + uX[n, m+3])/4;
UY := (uY[o, m] + uY[o, m+3] +
uY[n, m] + uY[n, m+3])/4;
S := sqrt(((o-n) × d) ↑ 2 + (p × d) ↑ 2);
α := (d × q × (o-n))/S;
β := (d × p)/S;
γ := UX × β + UY × α;
W := γ + sqrt(γ ↑ 2 - UX ↑ 2 - UY ↑ 2 + V ↑ 2);
t[n, m+3] := θ[n, m] + S/W end
end;
ввод(H); g := 980; ω := 7.2910 - 5;
c := (1.8659 × 36 × g)/(8 × ω × d × K105);
for i := 1 step 1 until M-1 do
for j := 1 step 3 until N-1 do begin
A := (d ↑ 2) × ((2 × j - 2 - a) ↑ 2 + (i + y - b) ↑ 2);
uX[i, j] := (-c × (K + A) ↑ 2 ×
(H[i-1, j] - H[i+1, j]))/(K - A);

```

```

uY [i, j] := (c × (K + A) ↑ 2 ×
(H[i, j + 1] - H[i, j - 1])) / (K - A) end;
for i := 2 step 1 until M - 2 do begin
θ [i, 1] := 0; P(1, i, y, h, σ);
θ [i, 4] := t [i, 4] end;
for j := 4 step 3 until N - 7 do
for k := 2 step 1 until M - 2 do begin
τ := 1000;
for i := 2 step 1 until M - 2 do begin
P(j, i, k, h, σ);
if t [i, j + 3] ≤ τ then begin τ := t [i, j + 3];
l := i end end; θ [k, j + 3] := τ;
r := j + 3;
вывод (r, k, l, τ) end;
for i := 2 step 1 until M - 2 do begin
P(N - 4, i, y, h, σ); θ [i, N - 1] :=
t [i, N - 1] end;
вывод (θ)
end...

```

Обозначения, принятые в программе:

- c — постоянная, входящая в вычисление составляющих скоростей ветра в узлах сетки;
- τ — постоянное фиктивное время, сравнение с которым используется в процессе минимизации;
- M, N — числа, определяемые размером выбранной сетки по горизонтали и вертикали соответственно;
- h — отношение шага сетки по горизонтали к шагу по вертикали;
- σ — величина, принимающая значения ± 1 в зависимости от того, какой угол (острый или тупой) образует вектор путевой скорости с осью x ;
- y — ордината начального пункта движения;
- A — переменная, зависящая от широты места, входящая в выражение для вычисления составляющих скоростей в узлах сетки;
- S — расстояние между двумя точками на соседних опорных линиях;
- uX, uY — составляющие скорости ветра в узлах сетки;
- UX, UY — осредненные значения скорости ветра;
- θ — время, требуемое для перелета из начальной точки в каждое положение некоторого промежуточного состояния при следовании по оптимальной траектории;
- α — синус угла между направлением путевой скорости и положительным направлением оси x ;
- β — косинус того же угла;
- γ — проекция скорости ветра на направление путевой скорости самолета.

Приведенная программа охватывает все стадии вычисления. В ней содержится алгоритм вычисления составляющих скоростей ветра в узлах прямоугольной сетки; алгоритм вычисления путевой скорости самолета в узлах той же сетки; алгоритм, реализующий метод динамического программирования. Программа содержит достаточно большой массив геопотенциала, на основании которого вычисляются массивы составляющих скоростей ветра, путевой скорости самолета и т. д. Размерность указанных массивов зависит от числа узлов в сетке. Желание получить более точное решение, что можно достичь уменьшением шага, приводит к увеличению узлов в сетке, а следовательно, к увеличению содержащихся в программе массивов. А это, в свою очередь, увеличивает требование к объему машинной памяти.

Для преодоления указанных трудностей можно идти по пути составления отдельных программ, но в таком случае существенно возрастает расход машинного времени, а также увеличивается число ошибок, почти неизбежных при введении исходных данных в машину.

Поэтому при решении задач авиационной метеорологии желательно использовать электронные вычислительные машины с большим объемом памяти, чтобы можно было реализовать более полные и универсальные программы вычислений. При этом ручная работа будет сведена только к снятию поля геопотенциала с карт барической топографии.

В качестве примера приведем результаты расчета ТМВ по трассе Москва — Хабаровск для 3 декабря 1968 г. Воздушная скорость принималась равной 850 км/час. При вычислении была использована сетка, в которой расстояния между опорными пунктами равнялись 600 км, за исключением последнего шага. Траектория полета между Москвой и Хабаровском была разбита на 11 этапов. Горизонтальные прямые сетки располагались на расстоянии 100 км друг от друга. Результаты численного эксперимента по данным о поле геопотенциала по карте АТ₃₀₀ за 03 час. 3 декабря 1968 г. представлены на рис. 2. Продолжительность полета по ортодромии из Москвы в Хабаровск составила 6 час. 54 мин., при полете обратно — 7 час. 45 мин. Продолжительность полета по ТМВ из Москвы в Хабаровск и обратно соответственно равна 6 час. 41 мин. и 7 час. 06 мин.

Таким образом, выигрыш во времени в прямом полете по сравнению с полетом по ортодромии составил 13 мин. (3,1%), в обратном — 39 мин. (8,4%).

Полученные результаты различного выигрыша времени полета в прямом и обратном направлениях хорошо согласуются с физическим представлением о большем влиянии встречного ветра по сравнению с попутным.

Рассмотренный пример является случаем довольно часто встречающейся синоптической ситуации по данной воздушной трассе. Как показал анализ результатов численных эксперимен-

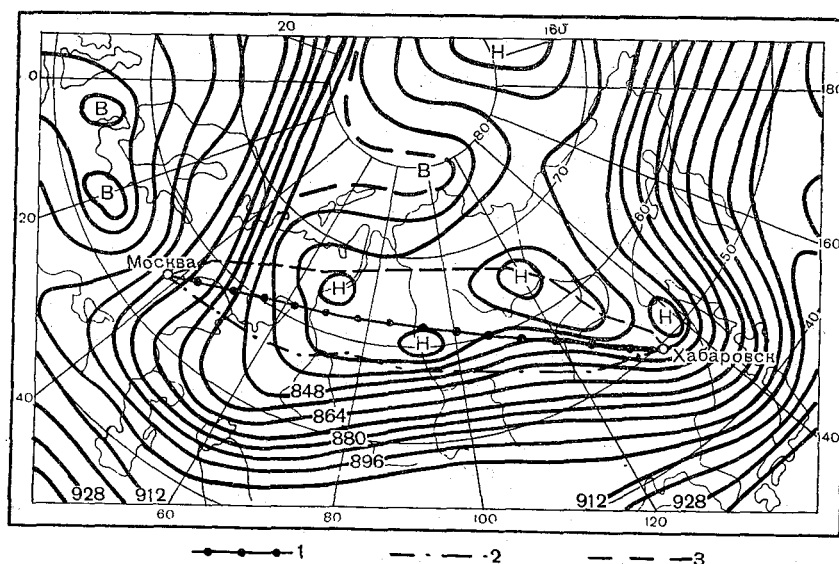


Рис. 2. Пример расчета ТМВ по воздушной трассе Москва — Хабаровск. Карта АТ₃₀₀ за 03 час. 3 декабря 1968 г.:
1 — ортодромия; 2 — ТМВ по трассе Москва — Хабаровск; 3 — ТМВ по трассе Хабаровск — Москва

тов, в отдельных случаях временной выигрыш за счет реализации полета по ТМВ значительно превышает приведенные здесь цифры.

ЛИТЕРАТУРА

1. Беллман Р. Динамическое программирование. ИЛ, М., 1960.
2. Белов П. Н. Практические методы численного прогноза погоды. Гидрометеоиздат, Л., 1967.
3. Котельников В. А. Теория потенциальной помехоустойчивости. Госэнергоиздат, М., 1958.
4. Лернер А. Я., Розенман Е. А. Оптимальное управление. Изд-во «Энергия», М., 1970.
5. Матицын В. Д. Определение закона управления самолетом для получения оптимальной траектории при полете в условиях переменного ветра. Автоматика и телемеханика, т. XXII, № 1, 1961.
6. Молоканов Г. Ф. Учет ветра в дальних полетах. Воениздат, М., 1957.
7. Молоканов Г. Ф. О законе управления самолетом, перелетающим из одного пункта в другой в кратчайшее время. Изв. АН СССР. Техническая кибернетика, № 1, 1966.

8. Солонин С. В. Использование квазигеострофического приближения при решении задач, связанных с необходимостью учета влияния ветра на полет самолета. Труды ЛГМИ, вып. 31, 1967.
9. Солонин С. В. О перспективах автоматизации метеорологического обеспечения полетов. Труды ЛГМИ, вып. 29, 1967.
10. Солонин С. В. О некоторых физических и математических аспектах проблемы оптимального учета пространственной и временной структуры полей метеорологических элементов при решении задач авиационной метеорологии. Труды ЛГМИ, вып. 34, 1968.
11. Солонин С. В., Аксакова О. Я., Аксельрод Н. Н., Баскин А. Ю., Егорова И. В., Мазуров Г. И., Протасова В. П., Сергеева Э. В., Юровский Б. М. Некоторые результаты численного эксперимента по определению траектории минимального времени полета в поле переменного ветра. Труды ЛГМИ, вып. 34, 1968.
12. Солонин С. В., Ершова В. С., Мазавер С. И. Определение траектории минимального времени полета самолета с ограничениями на координаты (см. настоящий сборник).
13. Солонин С. В., Ершова В. С., Мазавер С. И. Определение траектории минимального времени полета самолета методом динамического программирования с учетом сферичности Земли (см. настоящий сборник).
14. Хедли Дж. Нелинейное и динамическое программирование. Изд-во «Мир», М., 1967.

С. В. СОЛОНИН, В. С. ЕРШОВА, С. И. МАЗОВЕР

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТРАЕКТОРИИ МИНИМАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА С ОГРАНИЧЕНИЯМИ НА КООРДИНАТЫ

При определении траектории минимального времени полета самолета (ТМВ) в работе [5] область возможных значений фазовых координат совпадала со всем фазовым пространством. Однако последнее не всегда допустимо с точки зрения навигационной практики. При решении задач самолетовождения необходимо учитывать ограничения, накладываемые на параметры управления и параметры состояния системы. Например, в задачах динамики полета вводятся ограничения по скорости полета (числа Маха) в зависимости от кинетического нагрева и скоростного напора, по высоте полета в связи с соображениями устойчивости и управляемости самолета и т. д.

При рассмотрении навигационной задачи, в принципе, должны быть сохранены все указанные выше ограничения. Наряду с этим следует принимать во внимание требования правил полетов по воздушным трассам, а также возможность существования на отдельных участках трассы районов с неблагоприятными метеорологическими условиями, которые необходимо исключить, чтобы избежать угрожающие безопасности полета. В связи с этим представляет особый интерес рассмотреть задачу определения ТМВ с учетом ограничений на координаты, характеризующие положение самолета в пространстве.

Исследованию оптимальных процессов при ограниченных фазовых координатах в общей постановке посвящены работы [3, 4, 6].

Задача определения оптимальной траектории с учетом ограничений на управление и координаты в общем виде может быть сформулирована следующим образом: среди непрерывных функций $x_i(t)$, $i=1, 2, \dots, n$, имеющих кусочно-непрерывные производные $\dot{x}_i(t)$, и среди кусочно-непрерывных управлений

$u_k(t)$, $k=1, 2, \dots, m$, удовлетворяющих при всех $t \in [t_0, T]$ дифференциальным уравнениям

$$\dot{x}_i = f_i(x, u, t), \quad (1)$$

соотношениям

$$\chi_l = \chi_l(u, t), \quad l = 1, 2, \dots, r < m, \quad (2)$$

неравенству

$$g(x) \leq 0, \quad (3)$$

на концах отрезка $[t_0, T]$ условиям

$$\left. \begin{aligned} x(t_0) &= x^0; \\ x(T) &= x^T, \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

найти такие, которые минимизируют функционал

$$I = \int_{t_0}^T f_0(x, u, t) dt. \quad (5)$$

Через x и u обозначены векторы состояния с компонентами x_1, x_2, \dots, x_n и управления с компонентами u_1, u_2, \dots, u_m . Точкой обозначено дифференцирование по времени t . Соотношение (3) выражает условие нахождения x внутри некоторой замкнутой области G .

В работе [3] доказывается, что оптимальная траектория может состоять из участков двух видов: участков, лежащих внутри области G , т. е. принадлежащих, как говорят, открытому ядру области G , и участков, лежащих на границе области G . В работах [3, 4, 6] рассматривается оптимизация процессов управления с ограничениями на фазовые координаты первого и более высоких порядков, устанавливаются условия, облегчающие определение точки схода фазовой траектории с границы области допустимых изменений координат.

В задачах оптимизации управления с учетом ограничений на координаты возможность выхода координат на границу сильно усложняет задачу построения оптимальных режимов. Прежде всего это происходит потому, что среди интегральных кривых системы (1) может не оказаться таких, которые хотя бы некоторыми своими частями лежат на границе области допустимых изменений координат, так как уравнения (1) и уравнение границы $g(x) = 0$ могут быть несовместимыми. Кроме того, уравнения (1) могут изменять вид или порядок при выходе изображающей точки на границу.

Если потребовать, чтобы управление $u(t)$ обеспечивало переход системы из одного фиксированного состояния x^0 в другое

фиксированное состояние x^T за минимальное время при условии (3), а уравнения (1) являлись кинематическими дифференциальными уравнениями траектории горизонтального полета самолета в поле переменного ветра, то приходим к задаче определения ТМВ с ограничениями на координаты.

Решение этой задачи в частном случае при постоянном ветре и круговой запретной зоне дано В. С. Ершовой [2], применившей принцип максимума Л. С. Понтрягина. Указанная работа иллюстрирует математические трудности аналитического решения задач даже в случае постоянного ветра в рассматриваемой области.

В поле переменного ветра эта задача может быть решена только с помощью численных методов. Математически задача определения ТМВ горизонтального полета самолета в поле переменного ветра с ограничениями на координаты, используя результаты работы [5], формулируется следующим образом. Найти экстремальную кривую $y(x)$, удовлетворяющую неравенству (3), граничным условиям (4) и доставляющую минимум функционалу

$$I(y) = \int_{x^0}^{x^T} \frac{-(u_x + y' u_y) + \sqrt{V^2 (1 + y'^2) - (u_y - u_x y')^2}}{V^2 - u_x^2 - u_y^2} dx,$$

где V — воздушная скорость самолета; u_x , u_y — компоненты скорости ветра.

Для численного нахождения функции $y(x)$ применим, как и в работе [5], метод динамического программирования [1]. Преимущество метода динамического программирования в данном случае состоит в том, что ограничения на координаты x и y не усложняют решения задачи, а наоборот, упрощают его, уменьшая число возможных траекторий для выбора оптимальной. Ниже приводится программа вычисления ТМВ с учетом ограничений на координаты на АЛГОЛ-60.

Программа для определения ТМВ с ограничениями на фазовые координаты на АЛГОЛ-60

```

begin real a, b, c, d, h, g, y, ε, δ, τ, σ, ω,
        A, K, V, UX, UY, W, S, L, F;
integer i, j, k, l, r;
array H[0:M, 0:N], uX, uY, t, θ[1:M-1, 1:N-1];
procedure P(m, n, o, p, q);
value m, n, o, p, q;
real m, n, o, p, q;
begin real α, β, γ;

```

```

if  $n = 0$  then begin
   $UX := (uX[n-1, m] + uX[n-1, m+3] +$ 
     $uX[n+1, m] + uX[n+1, m+3])/4;$ 
   $UY := (uY[n-1, m] + uY[n-1, m+3] +$ 
     $uY[n+1, m] + uY[n+1, m+3])/4;$ 
   $S := d \times p;$   $W := UX + \text{sqrt}(V \uparrow 2 - UY \uparrow 2);$ 
   $t[n, m+3] := \theta[n, m] + S/W$  end
else begin
   $UX := (uX[o, m] + uX[o, m+3] +$ 
     $uX[n, m] + uX[n, m+3])/4;$ 
   $UY := (uY[o, m] + uY[o, m+3] +$ 
     $uY[n, m] + uY[n, m+3])/4;$ 
   $S := \text{sqrt}(((o-n) \times d) \uparrow 2 + (p \times d) \uparrow 2);$ 
   $\alpha := (d \times q \times (o-n))/S;$ 
   $\beta := (d \times p)/S;$ 
   $\gamma := UX \times \beta + UY \times \alpha;$ 
   $W := \gamma + \text{sqrt}(\gamma \uparrow 2 - UX \uparrow 2 - UY \uparrow 2 + V \uparrow 2);$ 
   $t[n, m+3] := \theta[n, m] + S/W$  end
end;
procedure  $Q(\xi, \eta, x, \varphi, \psi, \lambda);$ 
value  $\xi, \eta, x, \varphi, \psi, \lambda;$ 
real  $\xi, \eta, x, \varphi, \psi, \lambda;$ 
begin for  $k := \xi$  step  $\eta$  until  $x$  do begin
   $\tau := 1000;$ 
for  $i := \varphi$  step  $\psi$  until  $\lambda$  do begin  $P(j, i, k, h, \sigma);$ 
if  $t[i, j+3] \leq \tau$  then begin  $\tau := t[i, j+3];$ 
 $l := i$  end end;  $\theta[k, j+3] := \tau;$ 
 $r := j+3;$  вывод  $(r, k, l, \tau)$  end
end;
вывод  $(H);$   $g := 980;$   $\omega := 7.29_{10} - 5;$ 
 $c := (1.8659 \times 36 \times g)/(8 \times \omega \times d \times K_{10}^5);$ 
for  $i := 1$  step 1 until  $M-1$  do
for  $j := 1$  step 3 until  $N-1$  do begin
 $A := (d \uparrow 2) \times ((2 \times j - 2 - a) \uparrow 2 + (-i + y - b) \uparrow 2);$ 
 $uX[i, j] := (-c + (K + A) \uparrow 2 \times$ 
   $(H[i-1, j] - H[i+1, j]))/(K - A);$ 
 $uY[i, j] := c \times (K + A) \uparrow 2 \times$ 
   $(H[i, j+1] - H[i, j-1])/(K - A)$  end;
for  $i := 2$  step 1 until  $M-2$  do begin
 $\theta[i, 1] := 0;$   $P(1, i, y, \sigma, \tau);$   $\theta[i, 4] := t[i, 4]$  end;
for  $j := 4$  step 3 until  $L$  do  $Q(2, 1, M-2, 2, 1, M-2);$ 
 $j := L+3;$   $Q(2, 1, F, 2, 1, M-2);$ 
 $j := L+3+\delta;$   $Q(2, 1, F, 2, 1, F);$ 
 $j := L+3;$   $Q(F+\varepsilon, 1, M-2, 2, 1, M-2);$ 
 $j := L+3+\delta;$   $Q(F+\varepsilon, 1, M-2, 2, 1, M-2);$ 

```

```

for j := L + 6 + δ step 3 until N - 7 do
  Q(2, 1, M - 2, 2, 1, M - 2);
for i := 2 step 1 until M - 2 do begin
  P(N - 4, i, y, h, σ); θ[i, N - 1] := t[i, N - 1] end;
вывод(θ)
end...

```

Обозначения, принятые в программе:
a, b, d, h, g, y, ε, δ, τ, σ, ω, K, L, M, N, F, V — постоянные; в процессе конкретного счета им присваиваются определенные значения. При этом δ, ϵ — размеры запрещенной области по горизонтали и вертикали соответственно;
L, F — значения индексов *i* (номер строки) и *j* (номер столбца), с помощью которых записывается запретная зона.

Остальные обозначения имеют тот же смысл, что и в работе [5].

Для расчета ТМВ полета в поле переменного ветра без каких-либо ограничений на координаты использовались построения и программа, приведенные в работе [5]. При введении ограничений на координаты, которые возникают по указанным выше причинам, общая схема построения и программа вычисления принципиально не меняются, но возникают свои особенности.

В построенной прямоугольной сетке, с помощью которой ведется расчет, появляются зоны (в виде какого-либо набора прямоугольников), которые при построении оптимальной траектории нужно обойти, а это ведет к некоторым изменениям в программе.

Каждый узел сетки определяется двумя индексами: номером строки и номером столбца, на пересечении которых он лежит. Введение ограничений сказывается на том, что этот цикл делится на несколько подциклов. При этом в каждом случае учитывается, какие именно узлы не принимаются в расчет. Конкретно это привело к появлению в программе дополнительной процедуры *Q*. Все остальные этапы вычислений остались без изменений. В программе описано только одно ограничение. Если таких ограничений несколько, то к процедуре *Q* обращаются соответствующее число раз.

В качестве примера была рассчитана оптимальная траектория по трассе Москва — Хабаровск для конкретной синоптической ситуации. Было принято, что полет совершается на высоте, соответствующей давлению 300 мб, с воздушной скоростью $V = 850$ км/час. Результаты вычислений для 19 июня 1968 г. по данным о поле геопотенциала за 03 час. приведены на рис. 1.

Введение запрещенной области на пути ТМВ при полете из Москвы в Хабаровск, которая записывается с помощью индексов *i* и *j* (номеров строк и столбцов, на пересечении которых

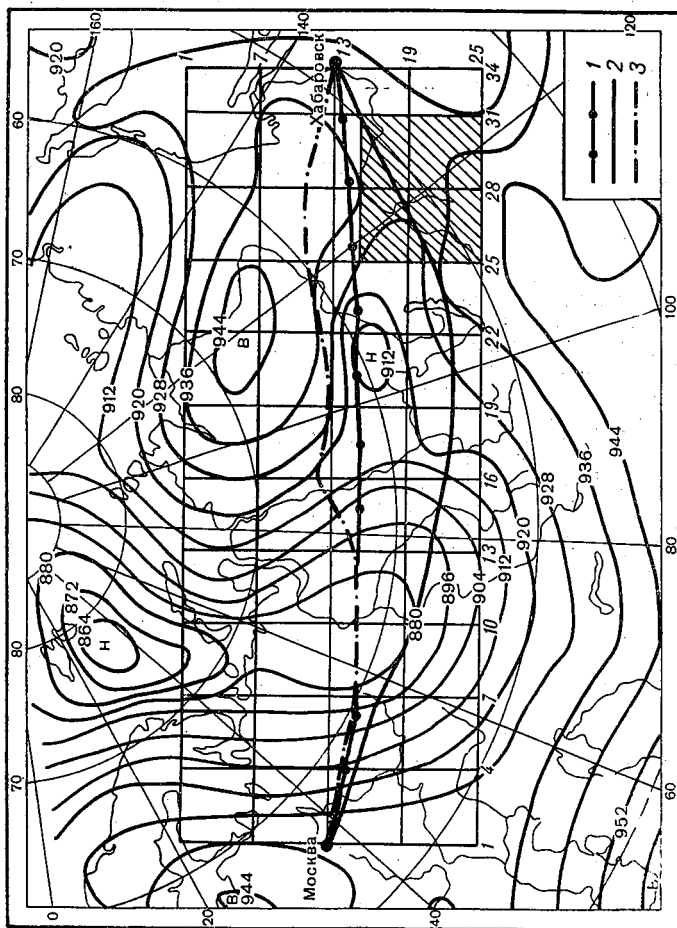


Рис. 1. Карта АТ₃₀₀ за 03 час. 19 июня 1968 г.
 1 — ортодромия; 2 — траектория минимального времени (ТМВ) по маршруту Москва — Хабаровск;
 3 — ТМВ с учетом ограничений по маршруту Москва — Хабаровск

находятся соответствующие узлы расчетной сетки, не принимаемые во внимание при расчете) следующим образом:

$$15 < i < 25,$$

$$25 < j < 31,$$

полностью меняет вид траектории минимального времени. Причем она никакой своей частью не проходит по границе запрещенной области. Это соответствует тому случаю, когда уравнения движения и уравнение границы запрещенной области являются несовместимыми.

Из рассмотренного примера хорошо видны преимущества метода динамического программирования при решении задач с ограничениями.

ЛИТЕРАТУРА

1. Беллман Р. Динамическое программирование. ИЛ, М., 1960.
2. Ершова В. С. Оптимальные траектории движения самолета при ограничениях на управление и координаты. Труды ВАУ, вып. 42, 1970.
3. Понтрягин Л. С., Болтянский В. Г., Гамкрелидзе Р. В., Мищенко Е. Ф. Математическая теория оптимальных процессов. Физматгиз, М., 1961.
4. Семенов А. С., Троицкий В. А. О задачах оптимизации с ограничениями на фазовые координаты. ПММ, т. 34, вып. 1, 1970.
5. Солонин С. В., Ершова В. С., Мазовер С. И., Гаврилов Э. М. Определение траектории минимального времени полета самолета методом динамического программирования (см. настоящий сборник).
6. Троицкий В. А. Вариационные задачи оптимизации процессов управления в системах с ограниченными координатами. ПММ, т. 26, вып. 3, 1962.

С. В. СОЛОНИН, В. С. ЕРШОВА, С. И. МАЗОВЕР

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТРАЕКТОРИИ
МИНИМАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА
МЕТОДОМ ДИНАМИЧЕСКОГО ПРОГРАММИРОВАНИЯ
С УЧЕТОМ СФЕРИЧНОСТИ ЗЕМЛИ**

При выводе функциональных уравнений метода динамического программирования с целью определения траектории минимального времени полета (ТМВ) в работе [4] кривизна Земли непосредственно не учитывалась. Однако практическая реализация плоского случая позволила получить достаточно удовлетворительное приближение на каждом шаге (а в конечном итоге и для всего маршрута), ибо проекция используемой карты в той или иной степени учитывает кривизну Земли.

Тем не менее представляет несомненный интерес рассмотреть задачу определения ТМВ в поле переменного ветра в более корректной постановке. Последнее особенно важно для воздушных трасс большой протяженности.

Г. Ф. Молокановым [2] получено дифференциальное уравнение, описывающее закон изменения курса следования при полете по ТМВ в поле переменного ветра с учетом сферичности Земли методом множителей Лагранжа. Решение задачи доведено до расчета ТМВ на ЭЦВМ по данным о поле геопотенциала. Начальный курс полета по ТМВ находился методом последовательных приближений.

Ниже покажем, что дифференциальные уравнения рассматриваемой вариационной задачи могут быть получены на основе принципа максимума Л. С. Понтрягина [3]. Однако использование необходимых условий экстремума функционала (принципа максимума) не снимает трудностей, связанных с решением получаемой при этом двухточечной задачи для системы нелинейных дифференциальных уравнений.

Применение метода динамического программирования, как и в работе [4], позволяет разработать алгоритм для определения

ТМВ с учетом сферичности Земли, реализация которого на ЭЦВМ не представляет существенных трудностей.

Рассмотрим движение самолета в поле переменного ветра, являющегося для самолета переносным движением, при условии, что Земля есть шар, полет происходит на постоянной высоте с постоянной воздушной скоростью, аэродинамический угол скольжения равен нулю. В этом случае кинематические дифференциальные уравнения траектории полета самолета примут вид:

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

Здесь приняты следующие обозначения: R — радиус Земли; φ, ϑ — географические широта и долгота; V — воздушная скорость самолета; ψ — угол между географическим меридианом и продольной осью самолета; u (φ, ϑ, t) — скорость ветра; $u_{\varphi}, u_{\vartheta}$ — проекции вектора ветра на направление географического меридиана и географической параллели соответственно; t — время.

Дифференциальные уравнения (1) характеризуют математическую модель объекта управления. Граничные условия запишем в виде:

$$\left. \begin{aligned} \varphi(0) &= \varphi^0, & \vartheta(0) &= \vartheta^0, \\ \varphi(T) &= \varphi^T, & \vartheta(T) &= \vartheta^T. \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

Требуется определить программу изменения курса ψ , следуя которым самолет достигнет конечного пункта в кратчайшее время.

Таким образом ставится следующая задача Лагранжа: среди допустимых кривых $\varphi(\vartheta)$ найти ту, которая доставляет минимум функционалу

$$I = \int_0^T dt. \quad (3)$$

Допустимыми кривыми является множество кусочно-гладких функций, на которых определен функционал (3) и которые удовлетворяют уравнениям (1) и граничным условиям (2).

Задача Лагранжа может быть сведена к задаче Майера введением новой переменной

$$\tau = \int_0^t dt,$$

так что

$$\frac{d\tau}{dt} = 1. \quad (4)$$

Оптимизирующий функционал в задаче Майера задается как разность значений вновь введенной переменной на концах допустимых траекторий.

Для определения закона управления самолетом с помощью принципа максимума Л. С. Понтрягина введем вспомогательную функцию H [3]

$$H(\varphi, \vartheta, \lambda, t) = \lambda_0 + \lambda_1 \frac{V \cos \psi + u_\varphi}{R} + \lambda_2 \frac{V \sin \psi + u_\vartheta}{R \cos \varphi}. \quad (5)$$

Отсюда находим уравнения для вспомогательного вектора λ ($\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2$):

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\lambda_0}{dt} &= 0, \\ \frac{d\lambda_1}{dt} &= -\lambda_1 \frac{\partial u_\varphi}{R \partial \varphi} - \lambda_2 \frac{0}{R \cos^2 \varphi} \left(\frac{\partial u_\vartheta}{\partial \varphi} \cos \varphi + V \sin \varphi \sin \psi + \right. \\ &\quad \left. + u_\vartheta \sin \varphi \right), \\ \frac{d\lambda_2}{dt} &= -\lambda_1 \frac{\partial u_\varphi}{R \partial \vartheta} - \lambda_2 \frac{1}{R \cos \varphi} \frac{\partial u_\vartheta}{\partial \vartheta}. \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

Функция H позволяет представить уравнения (1), (4) и (6) в компактной и симметричной форме

$$\left. \begin{aligned} \frac{dz}{dt} &= \frac{\partial H}{\partial \lambda}, \\ \frac{d\lambda}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial z}, \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

где вектор z имеет компоненты τ, φ, ϑ

Оптимальное управление находится путем исследования функции H на максимум по переменной ψ при фиксированных остальных переменных:

$$\max H(z^*, \lambda, \psi, t) = H(z^*(t), \lambda(t), \psi^*(t)), \quad (8)$$

где $\psi^*(t)$ — оптимальное управление; $z^*(t)$ — оптимальная траектория для поставленной выше задачи.

Из условия (8) следует соотношение

$$\operatorname{tg} \psi = \frac{\lambda_2}{\lambda_1} \frac{1}{\cos \varphi}. \quad (9)$$

Дифференцируя соотношение (9) по t и исключая $\frac{d\lambda_1}{dt}$, $\frac{d\lambda_2}{dt}$ с помощью уравнений (6), получаем дифференциальное уравнение, описывающее изменение курса при полете по ТМВ

$$\begin{aligned} \frac{d\psi}{dt} = & V \operatorname{tg} \varphi \cdot \sin \psi + \operatorname{tg} \varphi \cdot \sin \psi (u_{\vartheta} \sin \psi + u_{\varphi} \cos \psi) - \\ & - \frac{\cos^2 \psi}{R \cos \varphi} \cdot \frac{\partial u_{\varphi}}{\partial \vartheta} - \frac{\sin \psi \cos \psi}{R \cos \varphi} \cdot \frac{\partial u_{\vartheta}}{\partial \vartheta} + \sin \psi \cdot \cos \psi + \\ & + \frac{\partial u_{\varphi}}{R \partial \varphi} + \sin^2 \psi \frac{\partial u_{\vartheta}}{\partial \varphi}. \end{aligned} \quad (10)$$

Таким образом мы пришли к уравнению, полученному ранее в работе [2].

Определение ТМВ сводится к решению системы уравнений (1), (10) при граничных условиях (2). На трудности решения системы (1), (10) обращалось внимание выше.

Для численного решения задачи воспользуемся методом динамического программирования [1]. При определении ТМВ полета самолета методом динамического программирования должна быть построена сетка, с помощью которой ведется расчет. При учете сферичности Земли следует воспользоваться сеткой, получающейся от пересечения параллелей с меридианами. Методика расчетов, вытекающая из метода динамического программирования, остается, в принципе, такой же, как и в работе [4]. Процесс преодоления расстояния от начального до конечного пункта разбивается по параллели на n шагов так, что существует $n-1$ промежуточных состояний. Переход от состояния к состоянию описывается рекуррентными соотношениями:

$$\left. \begin{aligned} f_k(s) = \min_{\varphi_{k+1}} \left\{ F \left(\vartheta_k \cdot R \cos \varphi, s^k, \frac{R \cdot \varphi_{k+1} - s^k}{R \cos \varphi \cdot \Delta \vartheta} \right) R \cos \varphi \cdot \Delta \vartheta + \right. \\ \left. + f_{k+1}(R \cdot \varphi_{k+1}) \right\}, \quad k = 0, 1, 2, \dots, n-2 \\ \text{и } f_{n-1}(s) = F \left(R \cos \varphi \cdot \vartheta_{n-1}, s^{n-1}, \frac{R \cdot \varphi^T - s^{n-1}}{R \cos \varphi \cdot \Delta \vartheta} \right) \times \\ \times R \cos \varphi \cdot \Delta \vartheta. \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

Здесь $f_k(s)$ — функция состояния, представляющая собой время, требуемое для перелета из некоторого положения k -го состояния в конечный пункт по оптимальной траектории; s^k — вектор состояния с компонентами $s_1^k, s_2^k, \dots, s_m^k$, характеризующими возможные положения самолета на конкретном меридиане, определяющем k -е состояние.

В рассматриваемой задаче функция F равна

$$F = R \cos \varphi \times \frac{-\left(u_{\vartheta} + u_{\varphi} \cdot \frac{d\varphi}{\cos \varphi d\vartheta}\right) + \sqrt{V^2 \left[1 + \left(\frac{d\varphi}{\cos \varphi d\vartheta}\right)^2\right] - \left(u_{\vartheta} \frac{d\varphi}{\cos \varphi d\vartheta} - u_{\varphi}\right)^2}}{V^2 - u_{\varphi}^2 - u_{\vartheta}^2} \quad (12)$$

Для каждого шага определяется дискретное множество значений, которые могут принимать ϑ_k и s^k . Значения функции $f_k(s)$ находятся только для указанных положений, причем производные заменяем конечными разностями

$$\frac{d\varphi}{\cos \varphi d\vartheta} \approx \frac{\varphi_{k+1} - \varphi_k}{\cos \varphi \cdot \Delta\vartheta}.$$

Ниже приводится программа определения ТМВ с учетом сферичности Земли на алгоритмическом языке АЛГОЛ-60, составленная на основе функциональных уравнений (11).

*Программа для определения ТМВ
с учетом сферичности Земли на АЛГОЛ-60*

```

begin real a, b, c, g, y1, y2, τ, ω, A, D, M, N,
        R, V, UX, UY, W, S;
integer i, j, k, l, o, r;
array d1, f1 [1 : M - 1], z1, л1 [1 : N - 1],
        H1 [0 : M, 0 : N], uX uY [1 : M - 1, 1 : N - 1], t,
        θ [2 : M - 2, 1 : N - 1];
procedure P (m, n, q, p);
value m, n, q, p; real m, n, q, p;
begin real μ, ν, γ;
if n = q then begin
a := arccos ((sin (f1 [n])) ↑ 2 + ((cos (f1 [n])) ↑ 2 ×
        cos (л1 [m + 3] - л1 [m])); S := a × R;
b := arccos (0.9998);
c := arccos (sin (f1 [n]) × sin (f1 [n + 1]) +
        cos (f1 [n]) × cos (f1 [n + 1]) × cos (л1 [m + 3] -
        л1 [m]));
μ := (cos (c) - cos (a) × cos (b)) / (sin (a) × sin (b));
ν := sqrt (1 - μ ↑ 2);
UX := (uX [n - 1, m] + uX [n - 1, m + 3] +
        uX [n + 1, m] + uX [n + 1, m + 3]) / 4;
UY := (uY [n - 1, m] + uY [n - 1, m + 3] +
        uY [n + 1, m] + uY [n + 1, m + 3]) / 4;
γ := UY × μ + UX × ν;
W := γ + sqrt (γ ↑ 2 - UX ↑ 2 - UY ↑ 2 + V ↑ 2);
t [n, m + 3] := θ [n, m] + S / W end
end

```

```

else begin
a := arccos (sin (f1 [q]) × sin (f1 [n]) +
cos (f1 [n]) × cos (f1 [q]) × cos (л1 [m + 3] -
л1 [m]));
b := arccos (sin (f1 [n]) × sin (f1 [q]) +
cos (f1 [n]) × cos (f1 [q]));
c := arccos ((sin (f1 [q])) ↑ 2 + (cos (f1 [q])) ↑ 2 ×
cos (л1 [m + 3] - л1 [m])); S := a × R;
μ := p × (cos (c) - cos (a) × cos (b)) / (sin (b) × sin (a));
ν := sqrt (1 - μ ↑ 2);
γ := UY × μ + UX × ν;
W := γ + sqrt (γ ↑ 2 - UX ↑ 2 - UY ↑ 2 + V ↑ 2);
t [n, m + 3] := θ [n, m] + S / W end
end;
СП0176 (0016, d1, d1, 0, 0); СП0176 (0016, z1, z1, 0, 0);
вывод (H1);
for k := 1 step 1 until M - 1 do СП0074 (d1 [k], f1 [k]);
for k := 1 step 1 until N - 1 do СП0074 (z1 [k], л1 [k]);
g := 980; ω := 7.29; R := 6370;
for i := 1 step 1 until M - 1 do
for j := 1 step 3 until N - 1 do begin
A := (18 × g) / (ω × D × sin (f1 [i]));
uX [i, j] := -A × (H1 [i - 1, j] - H1 [i + 1, j]);
uY [i, j] := A × (H1 [i, j + 1] - H1 [i, j - 1]) end;
for i := 2 step 1 until M - 2 do begin k := y1;
θ [i, 1] := 0; if i ≤ k then o := 1 else o := -1;
P (1, i, y1, o); θ [1, 4] := t [i, 4] end;
for j := 4 step 3 until N - 7 do
for k := 2 step 1 until M - 2 do begin τ := 1000;
for i := 2 step 1 until M - 2 do begin
if i ≥ k then o := 1 else o := -1; P (j, i, k, o);
if t [i, j + 3] ≤ τ then begin τ := t [i, j + 3];
l := i end end; θ [k, j + 3] := τ;
r := j + 3; вывод (r, k, l, τ) end;
for i := 2 step 1 until M - 2 do begin k := y2;
if i ≥ k then o := 1 else o := -1; P (N - 4, i, y2, o);
θ [i, N - 1] := t [i, N - 1] end;
вывод (θ)
end...

```

Здесь введены следующие обозначения:

a, b, c — стороны сферического треугольника;
 y_1, y_2 — ординаты начальной и конечной точек маршрута соответственно;

D — шаг, принятый для интерполяции ветра в узлах сетки;
 d_1, f_1 — массив широт узлов сферической сетки в градусах и радианах соответственно;

- z_1, l_1 — массив долгот узлов сферической сетки в градусах и радианах соответственно;
 H_1 — значения геопотенциала в узлах сетки;
 μ — синус угла между направлением путевой скорости и положительным направлением оси Φ ;
 ν — косинус того же угла;
 γ — проекция скорости ветра на направление путевой скорости самолета.

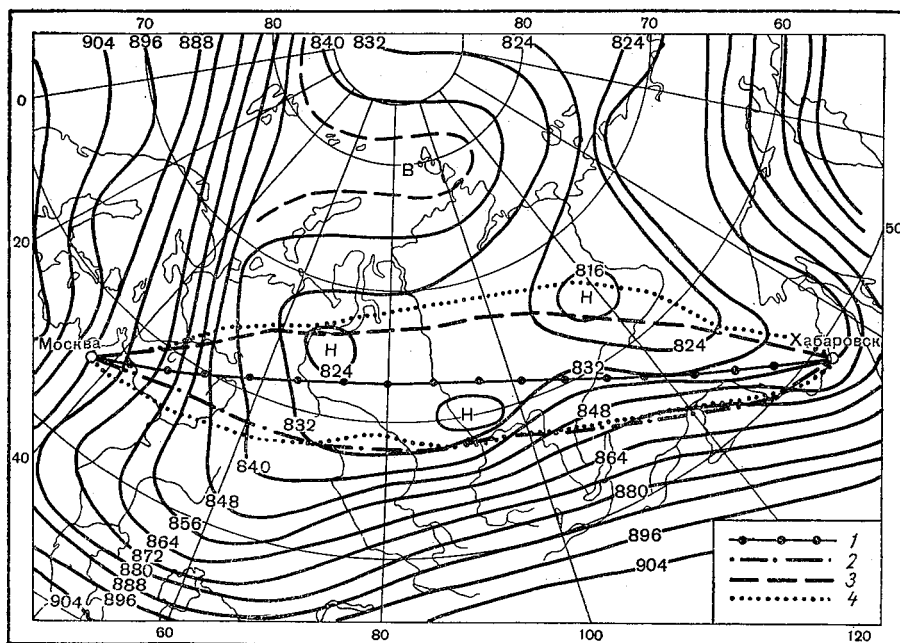


Рис. 1. Карта AT_{200} за 03 час. 3 декабря 1968 г.

1 — ортодромия; 2 — траектория минимального времени (ТМВ) по маршруту Москва — Хабаровск с учетом сферичности Земли; 3 — ТМВ по маршруту Хабаровск — Москва с учетом сферичности Земли; 4 — соответствующие ТМВ в плоском случае

Остальные обозначения имеют тот же смысл, что и в статье [4].

По приведенной программе были выполнены расчеты ТМВ по карте барической топографии за 03 час. 3 декабря 1968 г. Воздушная скорость принималась равной 850 км/час.

Для сопоставления результатов расчетов с учетом сферичности Земли и по методике, изложенной в работе [4], на рис. 1 нанесены соответствующие ТМВ. Между указанными траекториями имеется в целом удовлетворительное совпадение. Продолжительность полета из Москвы в Хабаровск в обоих случаях практически совпала. При обратном полете различие во времени

составило 15 мин. (3%). Таким образом, учет сферичности Земли дает значительный эффект при наличии сильных встречных ветров по маршруту.

В заключение отметим, что введение ограничений на фазовые координаты при определении ТМВ с учетом кривизны Земли рассмотренным методом не вызывает принципиальных затруднений.

ЛИТЕРАТУРА

1. Беллман Р. Динамическое программирование. ИЛ, М., 1960.
2. Молоканов Г. Ф. О законе управления самолетом, перелетающим из одного пункта в другой в кратчайшее время. Изв. АН СССР. Техническая кибернетика, № 1, 1966.
3. Понтрягин Л. С., Болтянский В. Г., Гамкрелидзе Р. В., Мищенко Е. Ф. Математическая теория оптимальных процессов. Физматгиз, М., 1961.
4. Солонин С. В., Ершова В. С., Мазовер С. И., Гаврилов Э. М. Определение траектории минимального времени полета самолета методом динамического программирования (см. настоящий сборник).

Ю. Г. КОНОВАЛОВ, В. И. УНУКОВ, Н. И. МАЗУРИН

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ВЫСОТЫ НИЗКОЙ ОБЛАЧНОСТИ И ВОПРОСЫ ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Введение

Ухудшение условий погоды в аэропортах ниже взлетно-посадочных минимумов приводит к снижению регулярности и безопасности полетов. Происходят задержки вылетов и направления самолетов на запасные аэродромы. В таких условиях необходимо, чтобы вероятность посадки при погоде выше минимума на основном или запасных аэродромах была достаточно большой, соответствующей требованиям обеспечения безопасности.

Низкая облачность и сопутствующая ей ухудшенная видимость являются важнейшими факторами, определяющими регулярность и безопасность полетов по условиям взлетов и посадок. Они характеризуют взлетно-посадочные минимумы погоды. Успешность выполнения посадки в сложных метеорологических условиях зависит в первую очередь от точности определения характеристик прозрачности атмосферы и видимости в вертикальном и наклонном направлениях и их прогнозирования на момент посадки.

Задачи по обоснованию выбора запасных аэродромов и определению вероятности успешного захода на посадку могут быть решены при наличии данных о распределении высоты нижней границы облаков (НГО) и видимости одновременно в нескольких аэропортах.

1. Пространственное распределение высоты НГО

Распределение высоты НГО в одном или двух пунктах может быть описано функцией или плотностью соответственно одномерного или двумерного распределений.

Для этого необходимо произвести обработку данных синхронных измерений высоты НГО в двух различных пунктах за

определенный сезон (месяц). Экспериментальные расчеты проведены на примере аэропортов Шереметьево и Домодедово. Сравнительно небольшое расстояние между ними (~ 70 км) позволяет более наглядно продемонстрировать характер пространственного распределения высоты НГО при значительной корреляционной взаимосвязи условий погоды в данных пунктах.

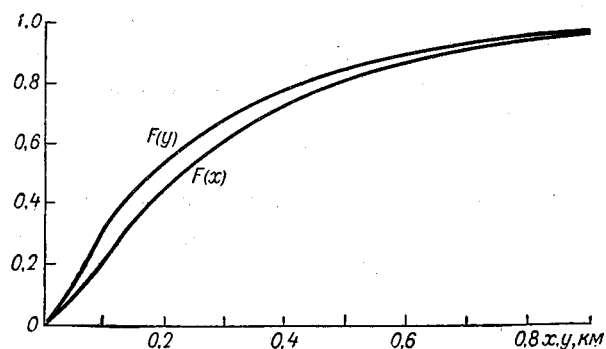


Рис. 1. Функции распределения вероятностей высоты НГО в ноябре месяце в аэропортах Шереметьево ($F(x)$) и Домодедово ($F(y)$)

Функции безусловного распределения $F(x)$, $F(y)$, рассчитанные для ноября месяца в указанных аэропортах, приведены на рис. 1 (x — высота НГО в Шереметьево, y — в Домодедово). Расчет производился путем разделения всевозможных значений высоты НГО на девять градаций (0—50, 50—100, ..., 200—300, ..., >700 м) и вычисления накопленных вероятностей. Как видно из рис. 1, закон распределения в первом приближении может быть принят экспоненциальным.

При этом функции распределения будут:

$$\left. \begin{aligned} F(x) &= 1 - e^{-\frac{x}{m_x}}; \\ F(y) &= 1 - e^{-\frac{y}{m_y}} \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

где m_x , m_y — математические ожидания.

Соответствующие плотности распределения получим в результате дифференцирования уравнений (1):

$$\left. \begin{aligned} f(x) &= \frac{1}{m_x} e^{-\frac{x}{m_x}}; \\ f(y) &= \frac{1}{m_y} e^{-\frac{y}{m_y}} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

Для экспоненциального закона распределения, как известно из работы [1], математическое ожидание m равно среднеквадратическому отклонению σ . Расчеты показывают, что $m \approx \sigma \approx 250$ м. В работе [2], где плотность задана в форме

$$f(x) = ax^2 e^{-bx}, \quad (3)$$

получены сходные распределения.

По данным рис. 1 можно непосредственно находить повторяемости высоты НГО ниже заданного значения. Например, вероятность $x < 100$ м составляет 0,2, а вероятность $y < 100$ м равна 0,3.

Двумерная функция распределения, учитывающая корреляционную взаимосвязь, вычисляется по формуле

$$F(x, y) = \int_0^x \int_0^y f(x, y) dx dy, \quad (4)$$

где $f(x, y)$ — двумерная плотность распределения. В настоящее время известно аналитическое выражение для двумерной плотности нормального распределения системы переменных величин u, v с коэффициентом корреляции r

$$f(u, v) = \frac{1}{2\pi\beta_u\beta_v\sqrt{1-r^2}} e^{-\frac{\varphi(u, v)}{2(1-r^2)}}, \quad (5)$$

$$\varphi(u, v) = \left(\frac{u - \alpha_u}{\beta_u}\right)^2 - 2r \frac{(u - \alpha_u)(v - \alpha_v)}{\beta_u\beta_v} + \left(\frac{v - \alpha_v}{\beta_v}\right)^2, \quad (6)$$

причем здесь введены обозначения α для математического ожидания и β для среднеквадратического отклонения.

Условная функция распределения $F(y/x)$ представляет собой вероятность $Y < y$ при фиксированном x

$$F(y/x) = \int_{-\infty}^y f(y/x) dy = \frac{1}{F(x)} \int_{-\infty}^y f(x, y) dy. \quad (7)$$

Расчетные значения $F(y/x)$ представлены на рис. 2. Здесь же нанесена безусловная функция распределения $F(y)$. Значительные отклонения $F(y/x)$ от $F(y)$ свидетельствуют о сильной корреляционной связи x с y . Величины x_1, x_2, \dots соответствуют среднему значению x в установленных градациях (25, 75, ...) м.

Например, при $x = 75$ м вероятность $Y < 75$ м равна 50%, хотя безусловная вероятность $Y < 75$ м составляет 23%; безусловная вероятность $Y < 50$ м равна 15%, а условная вероятность при $x = 25$ м будет 60%.

Однако наиболее важная практическая задача состоит в том, чтобы определить вероятность одновременного понижения

высоты НГО в двух пунктах ниже заданного значения, соответствующего минимуму погоды. Для этого требуется установить закон двумерного распределения (4). Плотность нормального распределения (5), (6) для данного случая не подходит из-за резкого несимметричного распределения высоты НГО. Поэтому решение задачи поставим следующим образом.

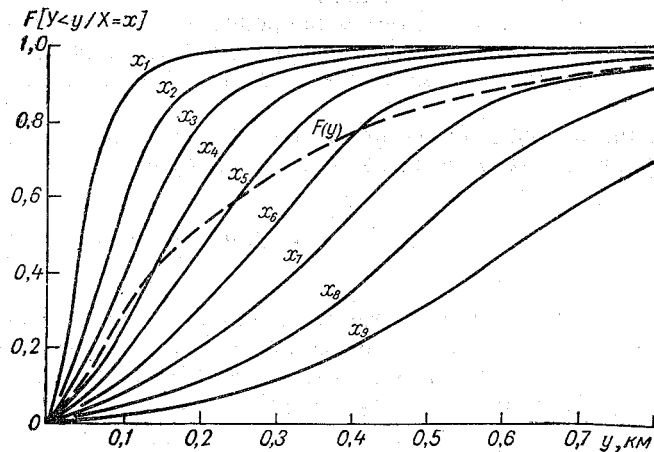


Рис. 2. Условная функция распределения высоты НГО (y) в аэропорту Домодедово в зависимости от высоты НГО (x) в аэропорту Шереметьево

Найдем такую функцию $\psi(y)$, распределение которой происходит по нормальному закону. Для этого необходимо сопоставить распределение $F(y)$ с нормальной функцией распределения $\Phi(\psi)$, заданной в виде таблицы [1], т. е. из равенства $F(y) = \Phi(\psi)$ найти $\psi(y)$. Это соотношение приведено на рис. 3, а, откуда следует, что зависимость $\psi(y)$ близка к логарифмической, поэтому ее спрямление произведено путем построения функции $\psi(\lg y)$, показанной на рис. 3, б, причем крестиками отмечены точки фактических значений $\psi(v_1)$ [$v_1 = \lg y$]. Полученный результат свидетельствует о том, что нормальным законом может быть описано распределение логарифма исходного аргумента $v_1 = \lg y$, т. е. может быть использован логарифмически-нормальный закон. Из уравнения прямой рис. 3, б

$$\psi = a \lg y + b \quad (8)$$

и параметров функции нормального распределения

$$\Phi(\psi) = \Phi\left(\frac{v_1 - a_1 v}{\beta_{1v}}\right)$$

находим

$$\left. \begin{aligned} \alpha_{1v} &= -\frac{b}{a}; \\ \beta_{1v} &= \frac{1}{a}. \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

По рис. 3, б $a=2,39$, $b=-5,23$, откуда $\alpha_{1v}=2,19$, $\beta_{1v}=0,418$. При переходе от десятичных к натуральным логарифмам используются переменные:

$$\left. \begin{aligned} v &= \ln y, \\ \alpha_v &= 2,3\alpha_{1v}, \\ \beta_v &= 2,3\beta_{1v} \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

($\alpha_v=5,04$, $\beta_v=0,963$), при которых значение ψ не изменяется.

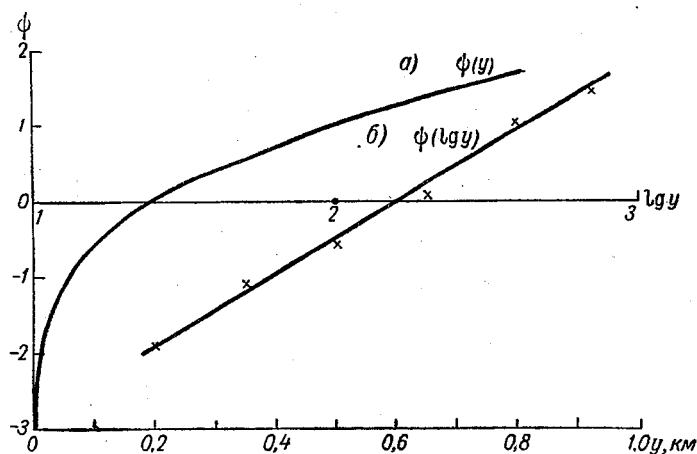


Рис. 3. Нахождение функциональной зависимости $\psi(y)$, подчиняющейся нормальному закону распределения

Для нахождения параметров двумерного логарифмически-нормального распределения α_u , α_v , β_u , β_v , r проще воспользоваться имеющимися статистическими характеристиками m_x , m_y , σ_x , σ_y , k . Можно доказать, что существуют следующие зависимости:

$$m = e^{\alpha + \frac{\beta^2}{2}}; \quad (11)$$

$$\sigma = m \sqrt{e^{\beta^2} - 1}, \quad (12)$$

откуда находим

$$\alpha = \ln \frac{m^2}{\sqrt{m^2 + D}}; \quad (13)$$

$$\beta = \sqrt{\ln \frac{m^2 + D}{m^2}}, \quad (14)$$

где D — дисперсия ($D = \sigma^2$). Расчет α и β по формулам (13) и (14) приводит к следующим результатам: $\alpha_u (\alpha_{1u}) = 5,36$ (2,315); $\alpha_v (\alpha_{1v}) = 5,25$ (2,29); $\beta_u (\beta_{1u}) = 0,715$ (0,31); $\beta_v (\beta_{1v}) = 0,765$ (0,333).

Для вычисления коэффициента корреляции r получено следующее соотношение:

$$r = \frac{1}{\beta_u \beta_v} \ln \left(1 + \frac{k \sigma_x \sigma_y}{m_x m_y} \right). \quad (15)$$

Непосредственное вычисление r по фактическим данным и пересчет по формуле (15) приводит к значению $r \approx 0,7 \div 0,8$ для расстояния между аэропортами $l = 70$ км.

2. Расчет вероятности одновременного ухудшения условий погоды ниже минимума на основном и запасных аэродромах

Вероятность одновременного выполнения условий $u < A$, $v < B$ равна функции двумерного нормального распределения

$$F(A, B) = \frac{1}{2\pi\beta_u\beta_v\sqrt{1-r^2}} \int_{-\infty}^A \int_{-\infty}^B f(u, v) dudv, \quad (16)$$

где $f(u, v)$ определяется формулами (5), (6).

Заменим переменные

$$\left. \begin{aligned} \frac{u - \alpha_u}{\beta_u \sqrt{1 - r^2}} &= \xi; \\ \frac{v - \alpha_v}{\beta_v \sqrt{1 - r^2}} &= \eta \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

и выполним вначале интегрирование по ξ , тогда

$$F(A, B) = \sqrt{\frac{1 - r^2}{2\pi}} \int_{-\infty}^b e^{-\frac{\eta^2}{2}(1 - r^2)} \Phi(a - r\eta) d\eta, \quad (18)$$

где

$$\left. \begin{aligned} a &= \frac{A - \alpha_u}{\beta_u \sqrt{1 - r^2}}; \\ b &= \frac{B - \alpha_v}{\beta_v \sqrt{1 - r^2}}; \end{aligned} \right\} \quad (19)$$

Φ — как и прежде — нормальная функция распределения.

Для интегрирования формулы (18) по η функция $\Phi(\alpha)$ представлена аналитическим выражением

$$\Phi^*(\alpha) = \begin{cases} 0,5e^{-0,4\alpha^2 + 0,75\alpha}, & \alpha \leq 0 \\ 1 - 0,5e^{-(0,4\alpha^2 + 0,75\alpha)}, & \alpha \geq 0. \end{cases} \quad (20)$$

В результате получим

$$F(A, B) = \sqrt{\frac{1-r^2}{p}} \Phi_1^*(a) \left\{ e^{0,5q_1^2} \left[\Phi(pb - q_1) - \Phi\left(\frac{pq}{r} - q_1\right) \right] - e^{0,5q_2^2 - 1,5a} \cdot \Phi\left(\frac{pa}{r} - q_2\right) \right\} + \Phi\left(\frac{A - a_u}{r\beta_u}\right). \quad (21)$$

Здесь обозначено:

$$\left. \begin{aligned} p &= \sqrt{1 - 0,2r^2}; \\ q_1 &= \frac{r}{p} (0,8a - 0,75); \\ q_2 &= \frac{r}{p} (0,8a + 0,75). \end{aligned} \right\} \quad (22)$$

Как видно из формулы (21), если $r=0$, то

$$F(A, B) = \Phi(a) \cdot \Phi(b) = \Phi^2\left(\frac{A - a_u}{\beta_u}\right), \quad A = B, \quad (23)$$

если же $r=1$, то от (21) остается лишь последнее слагаемое

$$F(A, B) = \Phi\left(\frac{A - a_u}{\beta_u}\right), \quad A = B. \quad (24)$$

Вид функции $F(A, B)$, рассчитанной по формуле (21), приведен на рис. 4. Из него следует, что при $r=1$ (24) $F(A, B) = F(A) = F(B)$, а в случае $r=0$ (23) $F(A, B) = F(A) \cdot F(B)$. Приведем пример: для минимума погоды $A=B=\lg 60$ м, если $r=1$, то вероятность $F(A, B) = 15\%$, т. е. такая же, как для одного аэропорта, поэтому такой запасной аэродром совершенно не эффективен. Если же $r=0$, то $F(A, B) = F^2(A) = 2,2\%$. В этом случае запасной аэродром значительно повышает безопасность полетов.

Наиболее существенное изменение $F(A, B)$ в зависимости от r , как видно из рис. 4, происходит при больших значениях r , но когда $r < 0,7$, что ближе к практическим случаям, то $F(A, B)$ изменяется почти линейно.

Когда назначается второй запасной аэропорт, то в этом случае необходимо вычислить функцию $F(A, B, C)$

$$F(A, B, C) = \int_{-\infty}^A \int_{-\infty}^B \int_{-\infty}^C f(u, v, w) du dv dw, \quad (25)$$

что представляет довольно сложную задачу. Ее можно решать и несколько другими методами

$$F(A, B, C) = F(A + B + C) + F(AB) + F(AC) + F(BC) - F(A) - F(B) - F(C), \quad (26)$$

или

$$F(A, B, C) = F(A) \cdot F(B/A) \cdot F(C/A, B), \quad (27)$$

хотя определение вероятности суммы событий $F(A+B+C)$ и условной вероятности $F(C/A, B)$ не менее сложно, чем опреде-

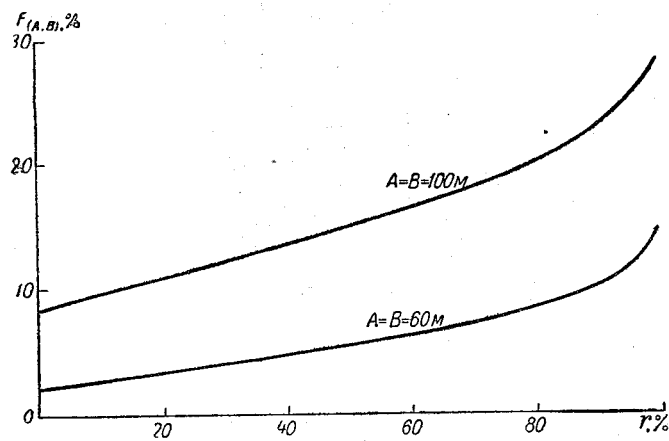


Рис. 4. Вероятность одновременного ухудшения условий погоды ниже минимума в двух пунктах в зависимости от коэффициента корреляции r

ление $F(A, B, C)$. При некоторых предположениях получено следующее выражение $F(0, 1, 2)$ для пунктов 0, 1, 2 с соответствующими коэффициентами корреляции r_{01}, r_{02}, r_{12}

$$F(0, 1, 2) = F_0 \frac{3 - (r_{01} + r_{02} + r_{12})}{1 - r_{01} \cdot r_{02} \cdot r_{12}}. \quad (28)$$

Если все $r=1$, то $F(0, 1, 2) = F_0$, а если все $r=0$, то $F(0, 1, 2) = F_0^3$. Например, при $F_0=0,1$ значение $F(0, 1, 2)$ в зависимости от r будет изменяться от 0,1 до 10^{-3} , откуда следует большое значение учета коэффициента корреляции при выборе запасных аэродромов.

Полученная вероятность одновременного закрытия всех трех аэропортов оказалась довольно большой, поэтому напрашивается вывод о необходимости увеличения их количества. Однако фактически дело обстоит несколько иначе. Вылет самолета разрешается лишь в тех случаях, когда погода по прогнозу на основном и запасных аэродромах ожидается выше минимума.

В этом случае вместо F_0 необходимо использовать величину $F_0(1 - C_n)$, где C_n — предупреденность условий погоды ниже минимума по прогнозу, которая очень высока [3]. Если, например, $C_n=0,99$, $F_0=0,1$, то $F(0, 1)=10^{-6}$, $F(0, 1, 2)=10^{-9}$, что удовлетворяет условиям обеспечения безопасности.

Вопрос теперь состоит в том, что, ограничиваясь двумя запасными аэродромами (1 и 2), необходимо определить расстояния между ними, а также до основного аэродрома так, чтобы

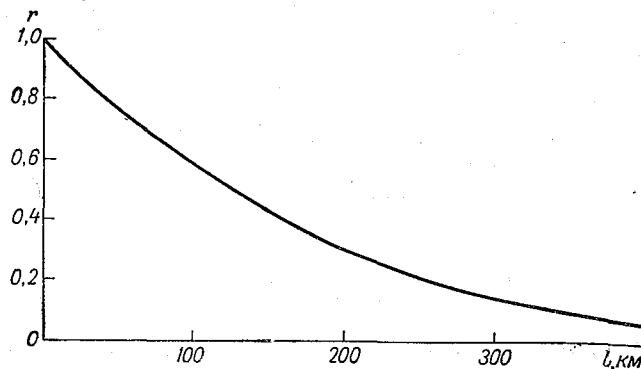


Рис. 5. Зависимость коэффициента корреляции r высоты НГО от расстояния между аэропортами l

коэффициенты корреляции были достаточно малы. Для этого установим зависимость коэффициента корреляции $r(l)$ от расстояния l между аэродромами. Эта зависимость приведена на рис. 5 и близка к экспоненте

$$r(l) = e^{-\frac{l}{L}}, \quad (29)$$

где постоянный коэффициент L в данном случае получился равным 180 км. Для $l=300 \div 400$ км $r=0,1$, тогда $F(0, 1, 2)$ по выражению (28) будет $10^{-8,4}$, что удовлетворяет требованиям безопасности.

3. Вероятность ухода самолета на второй круг по причине ухудшения условий погоды ниже минимума

Задача формулируется следующим образом. Пусть x — высота НГО, h — высота первого обнаружения земли пилотом при заходе на посадку. Тогда вероятность F ухода на второй круг может быть выражена соотношением

$$F = P[(x, h) \in R] + \int_{\alpha}^{\beta} \int_{\gamma}^{\delta} f(x, h) dx dh, \quad (30)$$

где $f(x, h)$ — двумерная плотность распределения вероятностей; R — область, заданная координатами α, β для x и γ, δ для h , в которой должны находиться случайные величины X и H , когда происходит уход на второй круг. Посадка самолета разрешается, если измеренная высота НГО X не ниже установленного посадочного минимума h_{\min} , поэтому $\alpha = h_{\min}, \beta = \infty$. Уход на второй круг происходит в том случае, когда фактическая высота, обнаруженная H , меньше h_{\min} , поэтому $\gamma = 0, \delta = h_{\min}$. Таким образом, область интегрирования R определена и для решения (30) необходимо установить $f(x, h)$. Для этого воспользуемся соотношением

$$f(x, h) = f(x) \cdot f(h/x), \quad (31)$$

где будем считать выражение для $f(x)$ типа (2), и что $f(h/x)$ подчиняется нормальному закону, о чем свидетельствуют результаты других исследований [4]

$$f(h/x) = \frac{1}{\sigma_{h/x} \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(h - m_{h/x})^2}{2\sigma_{h/x}^2}}. \quad (32)$$

Ориентировочно значения параметров $m_{h/x}$ и $\sigma_{h/x}$ по данным работы [4] для самолетов с ГТД составляют:

$$\left. \begin{aligned} m_{h/x} &\approx 0,9x, \\ \sigma_{h/x} &\approx 0,3x. \end{aligned} \right\} \quad (33)$$

Таким образом, формула (30) принимает вид

$$F = \int_{h_{\min}}^{\infty} e^{-\frac{x}{m_x}} \left[\int_0^{h_{\min}} \frac{1}{\sigma_x \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(h - m_{h/x})^2}{2\sigma_{h/x}^2}} dh \right] dx, \quad (34)$$

или, учитывая (33),

$$F = \int_{h_{\min}}^{\infty} \frac{1}{m_x} e^{-\frac{x}{m_x}} \cdot \Phi\left(\frac{h_{\min} - 0,9x}{0,3}\right) dx. \quad (35)$$

Здесь мы опять встречаемся с затруднением, вызванным необходимостью интегрирования нормальной функции распределения. Учитывая, что аргументом Φ является отношение x/h_{\min} , можно построить данную зависимость, и для случая $x/h_{\min} > 1$ аппроксимировать ее экспонентой. Тогда формула (35) преобразуется к следующему выражению:

$$F = \frac{4}{m_x} \int_{h_{\min}}^{\infty} e^{-\frac{x}{m_x}} \cdot e^{-1,85 \frac{x}{h_{\min}}} dx, \quad (36)$$

решая которое, находим

$$F = \frac{0,63}{1 + 1,85 \frac{m_x}{h_{\min}}} e^{-\frac{h_{\min}}{m_x}} \quad (37)$$

Полученная таким образом зависимость вероятности ухода на второй круг F от h_{\min}/m_x приведена на рис. 6. Для примера рассмотрим минимумы погоды $h_{\min}=30, 60, 100$ м, тогда при

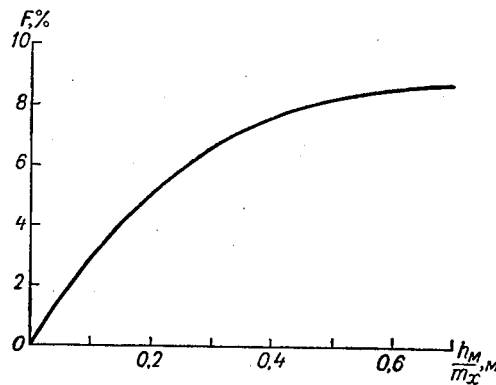


Рис. 6. Вероятность ухода на второй круг по причине высоты НГО ниже минимума в зависимости от отношения h_{\min}/m_x (без учета прогноза)

$m_x=250$ м получим $\frac{h_{\min}}{m_x}=0,12; 0,24; 0,4$. Соответствующие значения F по рис. 6 составят 3,4%; 5,7%; 7,5%, т. е. чем ниже минимум погоды, тем меньше вероятность ухода на второй круг.

Однако приведенные значения F являются максимальными и будут иметь место только в том случае, когда не учитывается результат действия прогноза, т. е. когда самолеты выпускаются независимо от состояния погоды в аэропорту посадки. При этом закон распределения $g(x)$ высоты НГО, при которой самолеты совершают посадки, совпадает с $f(x)$. В настоящее время сведения о фактическом распределении $g(x)$ отсутствуют.

В принципе $g(x)$ можно вычислить, зная условную плотность распределения даваемых прогнозов Y при данном x , т. е. $q(y/x)$,

$$g(x) = \int_{h_{\min}}^{\infty} f(x) q(y/x) dy = f(x) \int_{h_{\min}}^{\infty} q(y/x) dy. \quad (38)$$

Если представить $q(y/x)$ в виде нормального закона, аналогично формуле (32), то на основании (38)

$$g(x) = f(x) \left[1 - ce^{-\frac{d \cdot x}{h_{\min}}} \right], \quad (39)$$

где c, d — постоянные коэффициенты, зависящие от параметров распределения $q(y/x)$.

Окончательно F' будет иметь выражение

$$\begin{aligned} F' &= \int_{h_{\min}}^{\infty} g(x) \cdot 4e^{-1,85 \frac{x}{h_{\min}}} dx = \\ &= 0,63 \left[\frac{1}{1 + 1,85 \frac{m_x}{h_{\min}}} - \frac{c \cdot e^{-d}}{(1 + 1,85d) \frac{m_x}{h_{\min}}} \right] e^{-\frac{h_{\min}}{m_x}}. \end{aligned} \quad (40)$$

Сравнивая формулу (40) с (37), убеждаемся, что F' будет всегда меньше F . Конкретные числовые коэффициенты (40) будут получены после установления законов распределений $q(y/x)$ или непосредственно $g(x)$.

ЛИТЕРАТУРА

1. Вентцель Е. С. Теория вероятностей. Изд-во «Наука», М., 1964.
2. Титов В. И. Повторяемость и непрерывная продолжительность высоты нижней границы облаков до 200 м на ЕТС. Труды НИИАК, вып. 25, Гидрометеиздат, М., 1964.
3. Коновалов Ю. Г. Анализ регулярности и безопасности полетов в сложных условиях. Труды ГМЦ, вып. 35, Гидрометеиздат, Л., 1968.
4. Рубинштейн М. В. О сравнимости высот нижней границы облаков, определенных с помощью прибора и с самолета. Труды ЦИП, вып. 157, Гидрометеиздат, М., 1966.

Ф. Я. КЛИНОВ

О ВОЗМОЖНОСТЯХ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ НИЗКОЙ СЛОИСТОЙ ОБЛАЧНОСТИ

При непрерывной регистрации метеорологических параметров в нижнем слое атмосферы прослеживаются явления, сопутствующие низкой облачности, например адвекция тепла. При адвекции тепла в нижнем слое атмосферы имеет место заметное возрастание температуры по ее ходам в последовательности с верхнего уровня слоя к нижнему. При этом происходит перестройка стратификации слоя — с нормального (Nr) на аномальное (An) распределение температуры [1] и образование приподнятой инверсии. С окончанием адвекции наблюдается обратная перестройка стратификации с аномальной на нормальную, ослабление и исчезновение приподнятой инверсии. Колебанию слоя теплой адвекции отвечают колебания («волнения») стратификации слоя. С адвективной перестройкой и «волнением» стратификации нижнего слоя атмосферы связаны наблюдающиеся значительные колебания нижнего уровня низкой облачности.

Адвекция тепла и ее «углубление» в нижний слой атмосферы прослеживались, например, в наблюдении 20—21 ноября 1965 г. по временным ходам температуры на уровнях 169 и 301 м (рис. 1) и трансформациям ее профилей в слое (рис. 2). Адвекция эта связана с прохождением через район наблюдений (г. Обнинск) теплого фронта.

По ходам температуры на рис. 1 качественно различаются состояния слоя на верхних его уровнях: а) с нормальным устойчивым распределением температуры — состояние I; б) при «ослаблении» нормального распределения температуры в слое в ожидании обращения распределения на аномальное — состояние II; в) с аномальным распределением температуры — при его «усилении» — состояние III; г) с устойчивым аномальным распределением температуры — состояние IV; д) при «ослаблении» аномального распределения температуры в ожидании

обращения распределения на нормальное — состояние V; е) с нормальным распределением температуры при «усилении» этого распределения — состояние VI.

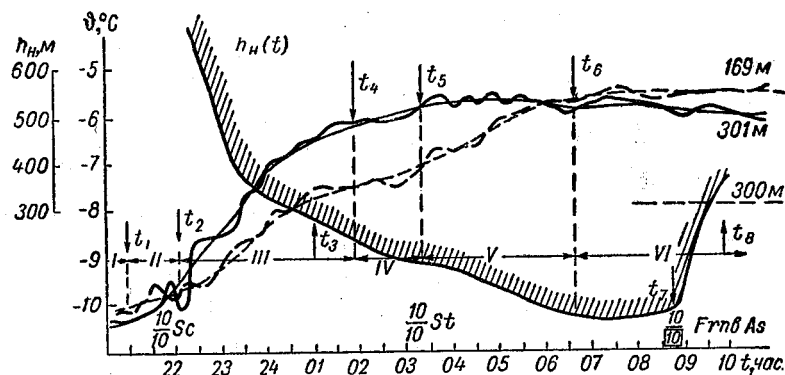


Рис. 1. Ход температуры на уровнях 169 и 301 м и ход нижней границы низкой облачности в нижнем слое атмосферы (20—21/XI 1965 г.)

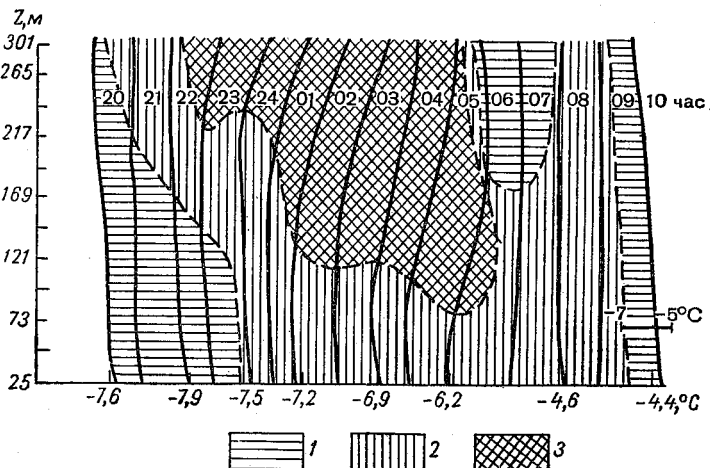


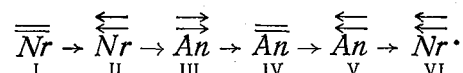
Рис. 2. Трансформация температуры в нижнем слое атмосферы (20—21/XI 1965 г.):

1 — нормальное распределение температуры; 2 — изотермическое распределение температуры; 3 — инверсионное распределение температуры

Ослабление нормального и аномального распределения температуры в слое характеризуется уменьшением в нем во времени вертикальных градиентов температуры. Усиление во времени нормального и аномального распределения температуры в слое характеризуется увеличением в нем вертикальных гра-

диентов температуры. Постоянство распределений температуры — постоянством температурных градиентов.

Последовательность состояний I—VI может быть представлена символической цепочкой:



Здесь знак $\overline{\overline{\quad}}$ означает постоянство состояния, знак \leftarrow ослабление состояния, знак \rightarrow усиление состояния, знак \rightarrow переход из одного состояния в другое.

Эти состояния разграничены пороговыми моментами:

$$t_1, t_2, t_4, t_5, t_6.$$

Состояния и переходы, условия состояний и условия переходов из одних состояний в смежные другие, а также пороговые условия этих переходов могут быть представлены следующим образом:

Состояния и переходы	Условия состояний и переходов
I ($\overline{\overline{Nr}}$)	$\vartheta_B(t) < \vartheta_H(t); \quad \psi_{\vartheta_B} = \psi_{\vartheta_H} = 0$
I ($\overline{\overline{Nr}}$) $\xrightarrow{\leftarrow}$ II (\overline{Nr})	$I (\overline{\overline{Nr}}) \rightarrow t_1 \rightarrow II (\overline{Nr})$ t_1 — пороговый момент $\vartheta_B(t) < \vartheta_H(t); \quad \psi_{\vartheta_{B,H}}(I) \neq \psi_{\vartheta_{B,H}}(II)$ Условия состояния I \rightarrow Условия состояния II
II (\overline{Nr})	$\vartheta_B(t) < \vartheta_H(t); \quad \psi_{\vartheta_{B,H}} > 0; \quad \psi_{\vartheta_B} > \psi_{\vartheta_H}$
II (\overline{Nr}) $\xrightarrow{\leftarrow}$ III ($\overline{\overline{An}}$)	$II (\overline{Nr}) \rightarrow t_2 \rightarrow III (\overline{\overline{An}})$ t_2 — пороговый момент $\vartheta_B(t) = \vartheta_H(t); \quad \psi_{\vartheta_{B,H}}(II) = \psi_{\vartheta_{B,H}}(III)$ Условия состояния II \rightarrow Условия состояния III
III ($\overline{\overline{An}}$)	$\vartheta_B(t) > \vartheta_H(t); \quad \psi_{\vartheta_{B,H}} > 0; \quad \psi_{\vartheta_B} > \psi_{\vartheta_H}$
III ($\overline{\overline{An}}$) $\xrightarrow{\rightarrow}$ IV ($\overline{\overline{An}}$)	$III (\overline{\overline{An}}) \rightarrow t_4 \rightarrow IV (\overline{\overline{An}})$ t_4 — пороговый момент $\vartheta_B(t) > \vartheta_H(t); \quad \psi_{\vartheta_{B,H}}(III) \neq \psi_{\vartheta_{B,H}}(IV)$ Условия состояния III \rightarrow Условия состояния IV

Состояние и переходы	Условия состояний и переходов
IV (\overline{An})	$\vartheta_B(t) > \vartheta_H(t); \quad \psi_{\vartheta_B} = \psi_{\vartheta_H} = 0$
IV (\overline{An}) \rightarrow V (\overleftarrow{An})	IV (\overline{An}) $\rightarrow t_5 \rightarrow$ V (\overleftarrow{An}) t_5 — пороговый момент $\vartheta_B(t) > \vartheta_H(t); \quad \psi_{\vartheta_{B.H}}(IV) \neq \psi_{\vartheta_{B.H}}(V)$ Условия состояния IV \rightarrow Условия состояния V
V (\overleftarrow{An})	$\vartheta_B(t) > \vartheta_H(t); \quad \psi_{\vartheta_B} = 0; \quad \psi_{\vartheta_H} > 0$
V (\overleftarrow{An}) \rightarrow VI (\overrightarrow{Nr})	V (\overleftarrow{An}) $\rightarrow t_6 \rightarrow$ VI (\overrightarrow{Nr}) t_6 — пороговый момент $\vartheta_B(t) = \vartheta_H(t); \quad \psi_{\vartheta_{B.H}}(V) = \psi_{\vartheta_{B.H}}(VI)$ Условия состояния V \rightarrow Условия состояния VI
VI (\overrightarrow{Nr})	$\vartheta_B(t) < \vartheta_H(t); \quad \psi_{\vartheta_B} < 0; \quad \psi_{\vartheta_H} = 0$

Эти условия состояний и переходов между ними могут быть использованы в качестве алгоритмов определения стратификации атмосферного слоя и автоматического слежения за ее перестройкой в подобных случаях адвекции тепла в нижнем слое атмосферы.

При этом могут прослеживаться:

1. Ожидание обращения стратификации слоя по схеме $Nr \rightarrow An$ на верхних его уровнях (169 и 301 м) с порогового момента t_1 .

Интервал ожидания определяется в состоянии II из выражения

$$\Delta t_{\text{обр}} = \frac{|\vartheta_B - \vartheta_H|_{t_1}}{|\psi_{\vartheta_H} - \psi_{\vartheta_B}|_{II}}$$

В этом состоянии в рассматриваемом примере: $\varphi_{\vartheta_B} \approx \approx 0,8^\circ \text{C/час}$, $\psi_{\vartheta_H} \approx 0,4^\circ \text{C/час}$ и $\Delta t_{\text{обр}} \approx 45 \text{ мин}$.

2. Ожидание понижения нижней границы низкой облачности в слой слежения (169—301 м) в пороговый момент t_3 .

Интервал этого ожидания с момента обращения стратификации определяется в состоянии III из выражения

$$\Delta t_{\text{пониж}} = \frac{|\vartheta_B - \vartheta_H|_{t_3}}{|\psi_{\vartheta_B} - \psi_{\vartheta_H}|_{III}} \approx \frac{k\gamma_{\vartheta t_3}}{\psi_{\vartheta_B} - \psi_{\vartheta_H}}$$

Здесь k — коэффициент приведения — кратность слоя слежения 100-метровому превышению; $\gamma_{\vartheta_{t_3}}$ — табулированная величина — вертикальный градиент температуры в слое слежения, при котором в нем появляется нижняя граница низкой облачности.

Общий интервал ожидания понижения нижней границы низкой облачности в слой слежения с порогового момента ожидания перестройки стратификации t_1 определится из выражения

$$\Delta T = \Delta t_{\text{обр}} + \Delta t_{\text{пониж.}}$$

В рассматриваемом состоянии III: $\psi_{\vartheta_{\text{в}}} = 1,0^\circ \text{ C/час.};$

$\psi_{\vartheta_{\text{н}}} = 0,5^\circ \text{ C/час.}; k = 1,3; \gamma_{\vartheta_{t_3}} = -1,5^\circ \text{ C/к} = -1,2^\circ \text{ C/100 м},$

$\Delta t_{\text{пониж.}} = 3 \text{ час } 15 \text{ мин.}$

Отсюда $\Delta T = 4 \text{ час.}$

3. Ожидание обращения стратификации слоя по схеме $An \rightarrow Nr$ на верхних его уровнях (169 и 301 м) с порогового момента t_5 .

Интервал этого ожидания определяется в состоянии V из выражения

$$\Delta t_{\text{обр}} = \frac{|\vartheta_{\text{в}} - \vartheta_{\text{н}}|_{t_5}}{|\psi_{\vartheta_{\text{н}}} - \psi_{\vartheta_{\text{в}}}|_{\text{V}}}$$

В рассматриваемом состоянии V: $\psi_{\vartheta_{\text{в}}} = 0; \psi_{\vartheta_{\text{н}}} = 0,5^\circ \text{ C/час}$
 $\Delta t_{\text{обр}} = 3 \text{ час } 30 \text{ мин.}$

4. Ожидание начала повышения нижней границы низкой облачности в пороговый момент t_7 .

Интервал этого ожидания с момента обращения стратификации определится в состоянии VI из выражения

$$\Delta t_{\text{повыш.}} = \frac{|\vartheta_{\text{в}} - \vartheta_{\text{н}}|_{t_7}}{|\psi_{\vartheta_{\text{в}}} - \psi_{\vartheta_{\text{н}}}|_{\text{VI}}} \approx \frac{k \gamma_{\vartheta_{t_7}}}{|\psi_{\vartheta_{\text{в}}} - \psi_{\vartheta_{\text{н}}}|}$$

где $\gamma_{\vartheta_{t_7}}$ — табулированная величина — вертикальный градиент температуры в слое слежения, при котором начинается повышение нижней границы низкой облачности.

Общий интервал ожидания начала повышения нижней границы низкой облачности с порогового момента ожидания перестройки стратификации t_5 определится из выражения

$$\Delta T = \Delta t_{\text{обр}} + \Delta t_{\text{повыш.}}$$

В рассматриваемом состоянии VI: $\psi_{\partial_B} = 0,3^\circ \text{C/час}$; $\psi_{\partial_H} = 0$;
 $k=1,3$; $\gamma_{\partial_{t_7}} = 0,5^\circ \text{C/к} \approx 0,4^\circ \text{C/100 м}$; $\Delta t_{\text{повыш}} = 2 \text{ час } 30 \text{ мин.}$

Отсюда $\Delta T = 6 \text{ час.}$

Аналогично, при известной (табулированной) величине $\gamma_{\partial_{t_8}}$ может быть определен интервал ожидания повышения низкой подынверсионной облачности за уровень нижнего 300-метрового слоя.

Прослеживаются и более сложные случаи тепловой адвекции с ее «волнением», обусловленным, в частности, воздействием на адвективный слой мезонеоднородностей, перемещающихся в нижнем слое атмосферы.

Такая «волновавшаяся» в нижнем слое атмосферы адвекция тепла прослеживалась, например, 14—15 февраля 1966 г. с периодом более 22 часов. Адвекция эта связана с прохождением теплых фронтов, следовавших друг за другом на расстоянии 100 км.

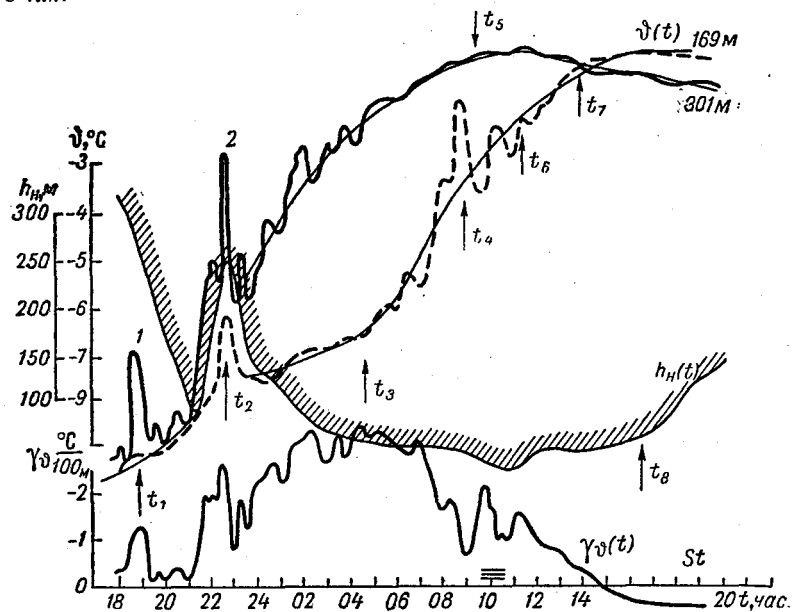


Рис. 3. Ход температуры на уровнях 169 и 301 м, нижней границы низкой облачности и градиента температуры в слое 169÷301 м (14—15/II 1966 г.)

На рис. 3 очевидно согласование заметных колебаний нижней границы низкой облачности и слоя приподнятой инверсии между уровнями 169 и 301 м в интервале времени 18—24 часов. Колебания эти были обусловлены согласованными

во времени (рис. 4) изменениями давления на уровне 2 м, температуры и скорости ветра в слое приподнятой инверсии при постоянстве направления ветра в этом слое, т. е. невихревыми термобародинамическими неоднородностями.

По ходу температуры и скорости ветра в интервале описываемых ими неоднородностей очевидно возрастание с высотой ($z_i > z_j$) интенсивности изменения температуры ψ_θ и скорости ветра ψ_U

$$\psi_{\theta, U}(z_i) > \psi_{\theta, U}(z_j),$$

а также и амплитуды ходов этих параметров

$$A_{\theta, U}(z_i) > A_{\theta, U}(z_j).$$

В интервале согласованных колебаний нижней границы низкой облачности имело место:

а) повышение температуры между *extr. max* (1, 2) мезомасштабных ее изменений по уровням $z_i > z_j$ и с высотой:

$$\Delta\theta_{\Delta t, j} > 0,$$

$$\Delta\theta_{\Delta t}(z_i) > \Delta\theta_{\Delta t}(z_j),$$

$$\Delta t = t_{\text{extr. max, 1}} - t_{\text{extr. max, 2}};$$

б) уменьшение скорости ветра между *extr. max* (1, 2) ее мезомасштабных изменений по уровням ($z_i > z_j$) и с высотой:

$$\Delta U_{\Delta t, j} < 0,$$

$$\Delta U_{\Delta t}(z_i) > \Delta U_{\Delta t}(z_j),$$

$$\Delta t = t_{\text{extr. max, 1}} - t_{\text{extr. max, 2}}$$

Следовательно, рассматриваемые значительные колебания нижних облаков связаны, возможно, с притоком тепла в слой сверху и выносом количества движения из слоя вверх, т. е.

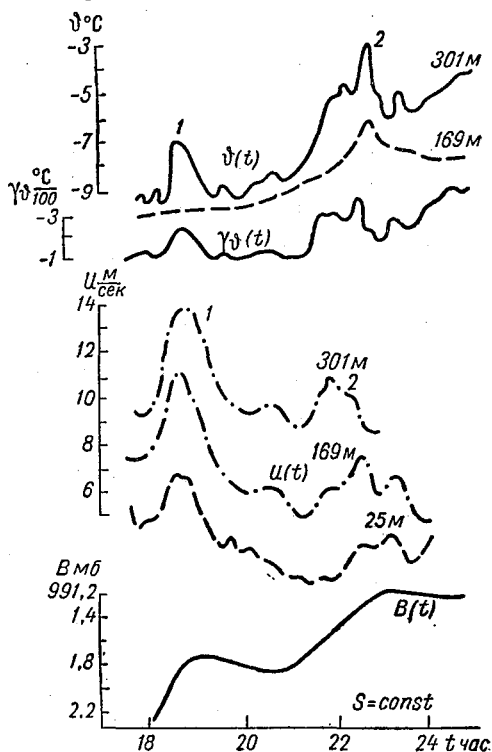


Рис. 4. Ход температуры, скорости ветра и давления в нижнем слое атмосферы (14/II 1966 г.)

с интенсивным обменом тепловой и кинетической энергии на верхнем уровне слоя.

Упрощенные количественные оценки «притока» в слой и «выноса» из слоя тепла и количества движения в рассматриваемом интервале значительных колебаний нижней границы низких облаков даны в таблице.

$z, м$	$\Delta\theta_{\Delta t}, ^\circ C$	$\Delta U_{\Delta t}, м/сек$
301	4,0	3,2
169	3,0	2,8
25	2,4	2,2

Эти явления согласуются, как сказано выше, с колебаниями уровня нижней границы низкой облачности.

Возрастание инверсионного градиента температуры в слое адвекции наблюдается либо согласующимся с понижением низкой облачности, либо как признак ожидания этого понижения и усиления режима низкой облачности — ее стабилизации в нижнем слое атмосферы. Уменьшение вертикального градиента температуры в слое адвекции может рассматриваться как признак ослабления режима низкой облачности в нижнем слое атмосферы и ожидаемого ее повышения или рассеяния.

Вообще, схождение ходов температуры на верхних уровнях слоя при нормальной стратификации может быть признаком ожидания адвекции тепла и низкой облачности. При обращении стратификации в аномальную и расхождении в условиях аномальной стратификации ходов температуры, т. е. усилении аномалии термической стратификации на верхних уровнях слоя, имеет место усиление адвективной инверсии по интенсивности и мощности и возможно понижение низкой облачности. Схождение ходов температуры на верхних уровнях слоя при аномальной стратификации может быть признаком ожидания исчезновения адвекции тепла и низкой облачности в слое. При обращении стратификации в нормальную и расхождении в условиях нормальной стратификации ходов температуры на верхних уровнях слоя повышение низкой облачности вполне вероятно.

В рассмотренном примере 14—15 февраля 1966 г. (рис. 3) ожидание адвекции тепла и понижения низкой облачности не выражено из-за сильной изменчивости температуры в моменты времени t_1 и t_2 . Момент времени $t_3 = 05$ час является настораживающим в ожидании ослабления адвективной инверсии. Этот пороговый момент начала схождения ходов температуры отстоит от момента обращения стратификации $t_7 \approx 15$ час 30 мин приблизительно на 10 часов.

При линейном характере хода температуры отстояние порогового момента схождения от момента обращения стратификации может быть определено вышеизложенным методом.

При нелинейности сходящихся ходов должна выполняться соответствующая коррекция.

В интервале мезомасштабных изменений ходов температуры (рис. 3, 5—11 час., 15/II 1966 г.) делается прикидочная оценка дальнейшего ожидания их схождения по сглаженным ходам, в которых отфильтровываются мезоколебания хода температуры. При установлении сглаженного хода температуры, например с момента времени t_6 , рассмотренными выше методами определяются интервал ожидания обращения стратификации — в анализируемом примере $\Delta t_{\text{обр}} \approx 3 \text{ час } 30 \text{ мин}$ — и интервал ожидания повышения нижней границы низкой облачности — в анализируемом примере $\Delta t_{\text{повыш}} = 1 \text{ час } 30 \text{ мин}$.

Общий интервал ожидания повышения нижней границы низкой облачности в анализируемом примере с порогового момента t_6 составит

$$\Delta T \approx 5 \text{ час.}$$

Приведенные примеры и отмеченные в них особенности относятся к наиболее простым наблюдавшимся случаям адвекции тепла в нижнем слое атмосферы, связанной с прохождением теплого фронта. На этих примерах показана возможность и рекомендован метод предопределения перестройки температурной стратификации слоя при адвекции тепла в нем и в ожидании появления и исчезновения в нижнем слое атмосферы низкой облачности. С этим в свою очередь может быть связано ожидание изменчивости гололедно-изморозевых процессов в нижнем слое атмосферы.

Показанные возможности и рекомендуемые методы приложимы к ограниченному числу случаев фронтальной адвекции тепла в нижнем слое атмосферы, которая описывается ходами температуры, наподобие рассмотренных. Эти возможности и методы с большей обеспеченностью приложимы для прогноза перестройки стратификации при радиационном выхолаживании и прогреве нижнего слоя атмосферы в ожидании появления и исчезновения тумана.

Во многих случаях адвекции тепла в нижнем слое атмосферы, особенно вне связи с теплыми фронтами, ход температуры в слое и ее перестройка более сложные и могут характеризоваться другими особенностями, в которых предстоит разобратся.

ЛИТЕРАТУРА

1. Клинов Ф. Я. К вопросу о распределении температуры, скорости и направления ветра с высотой в нижнем слое атмосферы. *Метеорология и гидрология*, № 5, 1968.

Ю. Г. КОНОВАЛОВ, В. И. УНУКОВ, Н. И. МАЗУРИН

МИКРОПРОГНОЗ ПОГОДЫ СТАТИСТИЧЕСКИМИ МЕТОДАМИ

Введение

С целью повышения безопасности полетов при выполнении взлетов и посадок самолетов Комиссия по авиационной метеорологии (КАМ) Всемирной метеорологической организации (ВМО) рекомендовала государствам — членам ВМО проводить всевозможные исследования по разработке метода прогноза погоды на короткие временные интервалы (микропрогноз) — от нескольких минут до нескольких десятков минут.

Вследствие запаздывания при обработке и передаче метеорологической информации, особенно по характеристикам видимости, пилот в момент взлета или посадки может встретить метеорологические условия, значительно отличающиеся от тех, которые были получены в результате последнего измерения и переданы на борт самолета. В то же время неопределенность и неожиданность изменения обстановки во время полета являются, очевидно, одним из главных факторов, которые могут привести к летному происшествию. Отсюда ясно, что возможность получения упрежденных, хотя бы на небольшое время, значений метеорологических элементов позволит повысить эффективность метеообеспечения авиации и безопасность полетов.

1. Характеристики случайных метеопроцессов и их предсказание статистическими методами

Прогноз погоды на большие временные интервалы осуществляется с помощью физических законов, описывающих направленность атмосферных процессов. При микропрогнозе основную роль начинают играть микромасштабные процессы, зависящие от неоднородности подстилающей поверхности, неоднородности воздушной массы и т. п. В этом случае более

эффективным становится применение статистических методов, поскольку физика таких процессов чрезвычайно сложна [1].

Особенность микропрогноза состоит в том, что при его осуществлении основное требование предъявляется к значительно более точной количественной оценке предсказываемого элемента.

За небольшое время процесс не успевает значительно измениться вследствие его инерционности, поэтому в настоящее время результат последнего измерения распространяется на некоторый будущий временной интервал T , что характеризует так называемый инерционный прогноз. Его среднеквадратическая ошибка δ_1^2 равна структурной функции процесса $B(T)$ [2]

$$\overline{\delta_1^2(t)} = B(T) = \overline{(X(t) - X(t+T))^2} = 2(R(0) - R(T)), \quad (1)$$

где $R(T)$ — автокорреляционная функция, $R(0)$ — дисперсия.

Вопрос состоит в том, чтобы с помощью статистических методов предсказания получить ошибку $\delta_{(T)}^2$ меньшую, чем $\delta_1^2(t)$. Основы статистической теории предсказания, или оптимальной статистической фильтрации, разработаны в трудах А. Н. Колмогорова [3], Н. Винера [4] и др. Эта теория применима для предсказания стационарных и некоторых нестационарных случайных процессов, какими являются и процессы изменений метеоэлементов, в частности высоты нижней границы облаков (НГО) и видимости.

Для нестационарного процесса такие параметры, как математическое ожидание m , среднеквадратическое отклонение σ , нормированная автокорреляционная функция $r(T)$ зависят от времени t . Поэтому для их вычисления требуется множество реализаций случайного процесса. Особенность процессов изменений видимости и высоты НГО состоит в том, что каждый конкретный процесс происходит в различной обстановке и известный метод экстраполяции по множеству реализаций и усреднением по ансамблю оказывается здесь неприменимым. Так, например, видимость может иметь как очень слабую изменчивость во времени, так и весьма значительную с темпами ее изменения в диапазоне 400—1000 м до 60 и даже более 100 м/мин, т. е. более 10% в минуту как при увеличении, так и при уменьшении [5]. Высота НГО в сериях 15-минутных наблюдений имеет среднеквадратическое отклонение σ от $0,04\bar{H}$ до $0,25\bar{H}$, а в среднем 0,1 от математического ожидания \bar{H} , причем автокорреляционная функция $r(T)$ очень быстро убывает и через 2 мин. проходит через 0.

Задача оптимальной статистической фильтрации формулируется следующим образом.

Пусть имеется входной сигнал $X(t)$, в общем случае искаженный помехой. Путем пропускания сигнала через оптимальный фильтр с импульсной переходной функцией $h(\tau)$ получим

$$X^*(t) = \int_0^{\infty} h(\tau) X(t - \tau) d\tau. \quad (2)$$

Требуется найти вид $h(\tau)$, так чтобы сигнал $X^*(t)$ был близок $X(t+T)$, где T — время упреждения. Для оценки точности предсказания обычно применяется критерий минимума среднего квадрата ошибки $\bar{\delta}^2$

$$\begin{aligned} \bar{\delta}^2 &= \overline{(X^*(t) - X(t+T))^2} = \\ &= \int_0^{\infty} \int_0^{\infty} h(\nu) h(\tau) R(\nu - \tau) d\tau d\nu - 2 \int_0^{\infty} h(\nu) R(T + \nu) d\nu + R(0), \quad (3) \end{aligned}$$

где $R(\tau)$ — автокорреляционная функция.

Минимальное значение $\bar{\delta}^2$ достигается при выполнении условия, представляющего собой интегральное уравнение Винера — Хопфа [6]

$$R(T + \nu) = \int_0^{\infty} h(\tau) R(\nu - \tau) d\tau. \quad (4)$$

Например, для телеграфного сигнала с экспоненциальной автокорреляционной функцией

$$R(\tau) = R(0) e^{-\beta|\tau|} \quad (5)$$

весовая функция $h(\tau)$ будет

$$h(\tau) = 2 \cdot e^{-\beta T} \cdot \Delta\tau, \quad (6)$$

где $\Delta(\tau)$ — дельта-функция Дирака, или единичная импульсная функция, тогда выходной сигнал $X^*(t)$ по формуле (2) составит

$$X^*(t) = e^{-\beta T} \cdot X(t), \quad (7)$$

а минимальная среднеквадратическая ошибка по формуле (3)

$$\bar{\delta}_{\min}^2 = R(0) \cdot (1 - e^{-2\beta T}). \quad (8)$$

Из сравнения формул (8) и (1) видно, что $\bar{\delta}_{\min}^2 < \bar{\delta}_1^2$.

Формула (7) показывает, что фильтр представляет собой коэффициент, зависящий от времени упреждения T , т. е. $X^*(t) = a(T)X(t)$. Его можно обосновать и другим способом. Из двумерного нормального закона распределения следует [7], что условное математическое ожидание $m_{v/u}$ равно

$$m_{v/u} = m_v + r(T) \frac{\sigma_v}{\sigma_u} (u - m_u). \quad (9)$$

Считая $m_v = m_u$, $\sigma_v = \sigma_u$, получим

$$\dot{m} = r(T)\dot{u}, \text{ или } X^*(t) = e^{-\beta T} X(t). \quad (10)$$

Важно, чтобы выходной сигнал фильтра был не только близок к упрежденному, но и имел по возможности меньшую дисперсию, т. е. система должна осуществлять также сглаживание. Для этого установим критерий оптимальности по минимуму суммы дисперсии выходного сигнала системы и среднего квадрата ошибки

$$\Sigma = \overline{(X^*(t))^2} + \overline{\delta^2}, \quad (11)$$

откуда по формулам (7) и (8) получим $\Sigma = R(0)$.

Однако для случая инерционного прогноза с учетом формулы (1) будем иметь $\Sigma_1 = R(0) [3 - 2e^{-\beta T}]$, поэтому при больших T $\Sigma_1 = 3\Sigma$.

Здесь был рассмотрен случай стационарного процесса с постоянными значениями m , σ и $r(\tau)$. Для нестационарного процесса решение задачи данным методом усложняется. В этом случае можно задаться структурой оптимального фильтра и найти лишь его оптимальные коэффициенты. В последнее время широкое применение находит метод экспоненциального сглаживания и упреждения, предложенный Р. Брауном [8].

Использование нескольких аperiодических (инерционных) звеньев позволяет учитывать предысторию процесса, т. е. его изменяющиеся параметры m , σ , r . Техническая реализация такого фильтра отличается своей простотой, поэтому рассмотрим возможности его применения для микропрогноза изменений метеорологических элементов.

2. Применение метода экспоненциального сглаживания для микропрогноза видимости

В результате пропускания исследуемого сигнала $X(t)$ через инерционное звено с передаточной функцией

$$W(p) = \frac{1}{T_0 p + 1}, \quad (12)$$

где T_0 — постоянная времени, получим экспоненциально сглаженную оценку 1-го порядка S'

$$S' = \int_0^{\infty} \frac{1}{T_0} e^{-\frac{\tau}{T_0}} X(t - \tau) d\tau. \quad (13)$$

После повторения этой операции будем иметь оценку 2-го порядка S''

$$S'' = \int_0^{\infty} \frac{\tau}{T_0^2} e^{-\frac{\tau}{T_0}} X(t - \tau) d\tau \quad (14)$$

и так далее.

Значение упрежденного $S(t+T)$ или сглаженного $\tilde{S}(t)$ сигнала (S^*) будем искать в виде линейной комбинации экспоненциально сглаженных оценок

$$S^* = aS' + bS'' + cS''', \quad (15)$$

причем для того, чтобы полученная оценка S^* была несмещенной, должно выполняться условие

$$a + b + c = 1. \quad (16)$$

Обозначим желаемый выходной сигнал $S(t+T)$ или $\tilde{S}(t)$ через S_0 , тогда выражение для среднего квадрата ошибки будет иметь следующий вид:

$$\begin{aligned} \overline{\delta^2} &= \overline{(S^* - S_0)^2} = \overline{[by + cz - u]^2} = \\ &= b^2\overline{y^2} + c^2\overline{z^2} + \overline{u^2} + bc\overline{yz} - b\overline{yu} - c\overline{zu}, \end{aligned} \quad (17)$$

где использовано условие (16) и введены обозначения

$$y = S'' - S'; \quad z = S''' - S'; \quad u = S_0 - S'. \quad (18)$$

Для нахождения оптимальных коэффициентов b_0 , c_0 , $a_0 = 1 - b_0 - c_0$, при которых ошибка $\overline{\delta^2}$ минимальна, приравняем ее частные производные по b , а затем по c к нулю и определим b_0 и c_0

$$b_0 = \frac{\overline{yu}z^2 - \overline{yz}zu}{y^2z^2 - (\overline{yz})^2}; \quad (19)$$

$$c_0 = \frac{\overline{zu}y^2 - \overline{yz}yu}{y^2z^2 - (\overline{yz})^2}. \quad (20)$$

Если используются только две оценки S' и S''

$$X^* = aS' + bS'', \quad a + b = 1, \quad (21)$$

то аналогичным путем получим

$$b_0 = \frac{\overline{yu}}{y^2}, \quad a_0 = 1 - b_0. \quad (22)$$

Как видно из полученных формул, для нахождения оптимальных коэффициентов необходимо вычислить средние квадраты переменных $\overline{y^2}$, $\overline{z^2}$, $\overline{u^2}$, а также корреляционные моменты \overline{yu} , \overline{zu} , \overline{yz} .

В качестве примера рассмотрим результаты, полученные при экстраполяции и сглаживании метеорологической видимости, процесс изменения которой записан через каждые 5 сек. по данным регистратора прозрачности атмосферы в аэропорту Шереметьево 15/III 1968 г.

Вследствие снегопада и низовой метели отмечались значительные колебания видимости от 200 до 1500 м.

Путем пропускания исходного сигнала $S(t)$ через цепочку последовательно соединенных инерционных звеньев с постоянной времени $T_0 = 1$ мин. получены оценки S' , S'' , S''' . Затем по формулам (19), (20), (22) вычислены коэффициенты a_0 , b_0 , c_0 и среднеквадратические ошибки $\overline{\delta^2}$. Результаты сведены в нижеследующую таблицу.

Таблица 1

Использованные оценки	Параметры			
	S', S'', S'''	S', S'', S'''	S', S''	S'
$T, \text{ мин}$	1	0	0	0
a_0	1,5	2,47	1,59	1,0
b_0	-1,35	-3,44	-0,59	—
c_0	0,85	1,97	—	—
$\sqrt{\overline{\delta^2}}, \text{ м}$	155	58,3	125	136,5

Они показывают, что наименьшая ошибка получается при сглаживании ($T=0$) и использовании всех трех оценок. При использовании двух и тем более одной оценки ошибка

значительно увеличивается. Экстраполяция дает, естественно, большую ошибку, однако она все же значительно меньше (155 м), чем при инерционном методе прогнозирования, когда $\sqrt{\delta_1^2} = \sqrt{B(T)} = 250$ м.

Эффективность статистической экстраполяции будет тем выше, чем медленнее изменяется процесс и медленнее возрастает $B(T)$.

ЛИТЕРАТУРА

1. Багров Н. А. Статистические методы предсказания погоды. Метеорология и гидрология, № 2, 1964.
2. Брукс К., Карузерс Н. Применение статистических методов в метеорологии. Гидрометеиздат, Л., 1963.
3. Колмогоров А. Н. Интерполирование и экстраполирование стационарных случайных последовательностей. Изв. АН СССР, серия матем. и естеств. наук, 2, 1941.
4. Wiener N. The extrapolation, interpolation and smoothing of stationary time-series. J. Willey, N.-Y., 1949.
5. Harrower T. N. S. Runway visual range, slant visual range and meteorological visibility. The meteorological magazine, No. 1086, vol. 2, London, 1963.
6. Бендат Дж. Основы теории случайных шумов и ее применения. Изд-во «Наука», М., 1965.
7. Вентцель Е. С. Теория вероятностей. Изд-во «Наука», М., 1964.
8. Brown R. G., Meyer R. F. The fundamental theory of exponential smoothing. Operations research, vol. 9, No. 5, 1961.

С. Н. КАПЛАН

О НЕКОТОРЫХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННОЙ СТРУКТУРЫ КОЛИЧЕСТВА ОБЩЕЙ ОБЛАЧНОСТИ

Наряду с развитием гидродинамических методов прогноза в настоящее время широко разрабатываются на основе теории случайных функций так называемые физико-статистические методы прогноза метеоэлементов [2, 3], опирающиеся на физику изучаемых явлений и использующие данные статистической структуры прогнозируемых метеоэлементов.

Представляется, что для прогноза облачности особенно полезными на данном этапе могут оказаться статистические методы прогнозирования, основанные на широком исследовании пространственно-временной структуры облачности.

Появившиеся в последние годы работы, касающиеся в той или иной степени прогноза облачности, направлены на исследование статистической структуры облачности и на поиски тесных корреляционных связей облачности с некоторыми параметрами атмосферы, поддающимися прогнозированию [1, 4—8].

Данные пространственно-временной структуры облачности оказываются полезными не только при разработках статистических схем прогноза облачности, но и при решении важных методических задач развивающейся спутниковой метеорологии, таких, например, как оценки погрешностей пространственной и временной привязки спутниковых данных облачности и выбор в зависимости от этих погрешностей допустимых временных и пространственных интервалов между наблюдениями облачности со спутников.

В работах [5, 7] приводятся исследования характеристик временной изменчивости облачности в отдельных пунктах.

В настоящей работе по данным о количестве общей облачности f (в баллах) на отдельных метеостанциях получены для разных сезонов характеристики пространственно-временной

структуры облачности. В числе рассчитываемых величин дисперсия количества облачности

$$\sigma_f^2 = \overline{(f - \bar{f})^2} = \overline{f'^2}, \quad (1)$$

пространственно-временная структурная функция

$$b_f(\tau, \Delta x) = \overline{[f'(t, x) - f'(t + \tau, x + \Delta x)]^2}, \quad (2)$$

нормированная пространственно-временная структурная функция

$$\beta_f(\tau, \Delta x) = \frac{\overline{[f'(t, x) - f'(t + \tau, x + \Delta x)]^2}}{\sigma_f^2(x) + \sigma_f^2(x + \Delta x)}, \quad (3)$$

нормированная корреляционная функция

$$\mu_f(\tau, \Delta x) = \frac{\overline{f'(t, x) \cdot f'(t + \tau, x + \Delta x)}}{\sigma_f(x) \cdot \sigma_f(x + \Delta x)}, \quad (4)$$

которую для уменьшения влияния случайных погрешностей и нестационарности [3, 5] определяем через пространственно-временную структурную функцию

$$\mu_f(\tau, \Delta x) = 1 - \frac{\overline{[f'(t, x) - f'(t + \tau, x + \Delta x)]^2}}{\sigma_f^2(x) + \sigma_f^2(x + \Delta x)}. \quad (5)$$

Здесь $f'(t, x)$ — отклонение от среднего в момент t в точке с координатами (x, y) ; $f'(t + \tau, x + \Delta x)$ — отклонение от среднего в момент $t + \tau$ в точке с координатами $(x + \Delta x, y)$. Черта сверху означает статистическое осреднение.

Исходными данными для расчета послужили, главным образом, четырехсрочные наблюдения облачности за 4 года (1956—1959 гг.) на 11 метеостанциях, из которых шесть расположены вдоль $\sim 60^\circ$ с. ш. от Ленинграда на восток и шесть станций выбраны вдоль меридиана 30° в. д. к югу от Ленинграда (табл. 1).

Таблица 1

Пункт	φ с. ш.	λ в. д.	Пункт	φ с. ш.	λ в. д.
Ленинград	59°58'	30°18'	Тихвин	59°39'	33°30'
Николаевское	58°34'	29°48'	Вологда	59°17'	39°52'
Витебск	55°10'	30°08'	Сыктывкар	61°40'	50°51'
Могилев	53°54'	30°19'	Сургут	61°15'	73°30'
Киев	50°24'	30°27'	Ярцево	60°15'	90°14'
Одесса	46°29'	30°38'			

Временные масштабы τ изменялись от 6 часов до 3 суток, пространственные Δx — от нескольких километров до 1500 км вдоль меридиана, и до 3000 км вдоль круга широты.

Таким образом, для расчета пространственно-временных характеристик было использовано 42 пары станций с соответствующими Δx_i , включая $\Delta x=0$. Каждое сезонное значение $b_f(\tau, \Delta x)$ получено осреднением по ~ 1400 значениям. Дополнительное осреднение структурных характеристик было произведено при выборе некоторых фиксированных интервалов Δx , когда пары станций для близких Δx_i объединялись. Группировка пар производилась таким образом, чтобы в каждой группе расстояния между станциями не отличались между собой более чем на 150—200 км. На расстояниях порядка 2000—3000 км осреднение производилось по парам с Δx_i в пределах до 500 км. Таким образом, пространственно-временные структурные и корреляционные функции получены для средних $\Delta x = 170, 500, 1400$ км в меридиональном направлении и для $\Delta x = 300, 600, 1000, 2500$ км вдоль широты.

Следует отметить, что только при наличии однородности и изотропности случайного процесса расчет структурных характеристик достаточно прост, поскольку они определяются лишь интервалами $\Delta x, \tau$ между рассматриваемыми точками и не зависят от координат и направления отсчета расстояния (времени).

Известно [3], что этими свойствами однородности и изотропности обладают поля не самих элементов, а поля их отклонений от средних.

По-видимому, для облачности, даже для отклонения от средних, указанные черты свойственны лишь в первом приближении, т. е. облачным полям больше соответствуют условия локальной однородности и изотропности, когда структурные характеристики остаются независимыми от координат и направления расчета лишь внутри некоторых отдельных районов (до ограниченных расстояний Δx).

Проведенный нами расчет структурных характеристик раздельно для меридионального и широтного направлений выявил анизотропию поля облачности, т. е. зависимость рассчитанных характеристик от выбора направления [при расчете $b_f(\tau, \Delta x), \mu_f(\tau, \Delta x)$] и от координат, т. е. от географического положения выбранных пунктов (при расчете f и σ_f^2).

Действительно, рассматривая приведенные распределения среднего балла \bar{f} , дисперсии σ_f^2 , структурной функции $b_f(\tau, 0)|_{\tau=6 \text{ час}}$ вдоль широты (рис. 1а) и вдоль меридиана (рис. 1б), видим, что изменение с широтой приведенных характеристик заметно больше, чем при изменении долготы. При движении на юг независимо от сезона убывает средний балл облачности, при этом величины σ_f^2 и $b_f(\tau, 0)|_{\tau=6 \text{ час}}$ возрастают.

Таким образом, очевидно, что в зональном направлении характер распределения облачности более соответствует условиям

однородности и изотропности, чем в меридиональном направлении, поскольку в первом случае структурные характеристики колеблются незначительно (исключая весенний период), а во втором случае можно отметить довольно закономерное изменение этих характеристик с изменением широты.

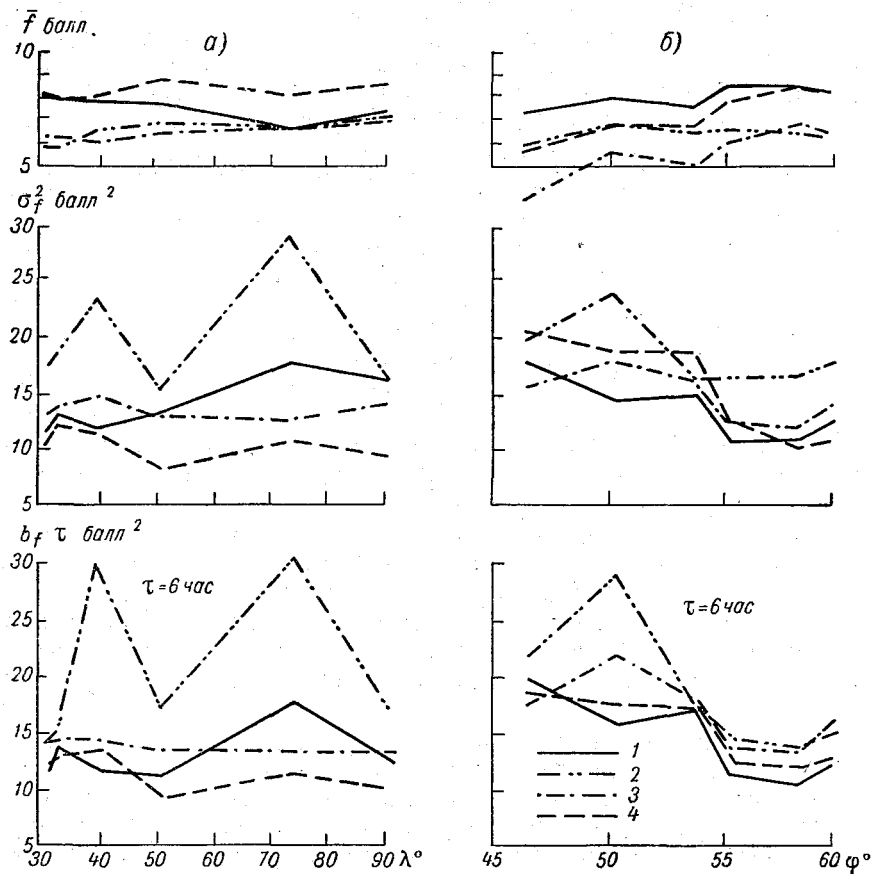


Рис. 1. Распределение среднего балла f , дисперсии σ_f^2 и структурной функции $b_f(\tau, \Delta x) |_{\tau=6 \text{ час}}$ общего количества облачности: а — вдоль широты $\varphi \approx 60^\circ$ с. ш.; б — вдоль меридиана $\lambda = 30^\circ$ в. д.; 1 — зима; 2 — весна; 3 — лето; 4 — осень

Рассчитанные в широтном и меридиональном направлениях пространственно-временные структурные и корреляционные функции (рис. 2 и 3) также четко различаются. Этот факт прослеживается на приведенных в качестве примера семействах нормированных корреляционных функций $\mu_f(\tau, \Delta x)$ (рис. 2) для

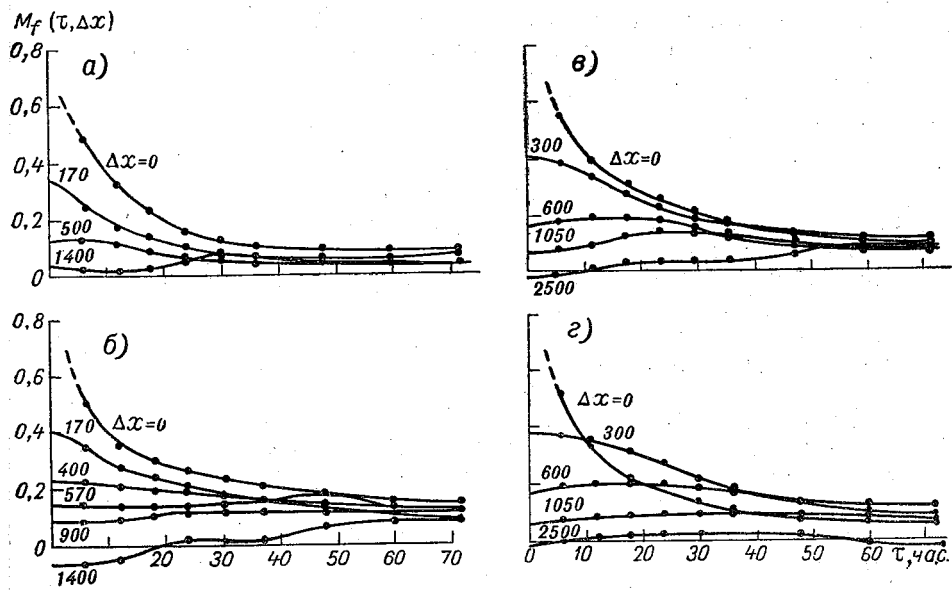


Рис. 2. Пространственно-временные нормированные корреляционные функции $\mu_f(\tau, \Delta x)$:
 а, б — вдоль $\lambda = 30^\circ$ в. д.; в, г — вдоль $\varphi = 60^\circ$ с. ш.; а, в — зима; б, г, — весна. Числа на кривых обозначают Δx в км

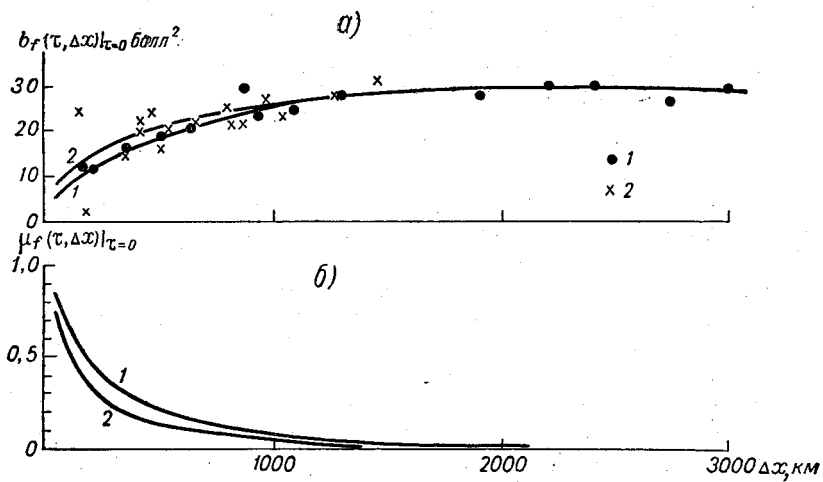


Рис. 3. Пространственная структурная функция и нормированная корреляционная функция для зимы:
 1 — вдоль $\varphi \approx 60^\circ$ с. ш.; 2 — вдоль $\lambda = 30^\circ$ в. д.

зимы и весны. За недостатком места кривые $\mu_f(\tau, \Delta x)$ для остальных сезонов не приводим. Однако можно указать, что осенние и летние семейства достаточно близки соответственно к зимним и весенним $\mu_f(\tau, \Delta x)$. На рис. 2 случаи *a* и *б* представляют $\mu_f(\tau, \Delta x)$, рассчитанные в меридиональном и *в*, *г* — в широтном направлениях. Как следует, например, из сравнения кривых *a* и *в* для зимы при $\tau=0$ на расстоянии $\Delta x=300$ км в широтном направлении коэффициент корреляции $\mu_f(0,300)=0,4$, а в меридиональном направлении составляет $\sim 0,2$, т. е. корреляция между значениями количества общей облачности вдоль меридиана убывает быстрее, чем в зональном направлении. Этот результат еще более наглядно представлен на рис. 3б), где даны пространственные нормированные корреляционные функции $\mu_f(0, \Delta x)$ для зимы, широтная 1 и меридиональная 2.

Характерным для пространственно-временной структуры облачности является значительное убывание корреляции с увеличением расстояния между рассматриваемыми точками наблюдения облачности при малых сдвигах по времени τ (рис. 2). На больших временных интервалах порядка 2—3 суток корреляция не превышает 0,1—0,2 как на малых, так и на больших Δx . Практически связь между значениями количества облаков становится малой ($\mu_f(\tau, \Delta x) < 0,5$) уже через 6—10 часов и на расстояниях более 100—200 км независимо от сезона и рассматриваемого направления (долготного, широтного).

При увеличении Δx кривые $\mu_f(\tau, \Delta x)$ (рис. 2) изменяют свою форму. Максимум корреляции смещается в сторону больших τ . Сдвиг максимума объясняется существованием переноса облачных полей. Средняя скорость перемещения облачности \bar{V} может быть оценена на основе кривых $\mu_f(\tau, \Delta x)$

$$\bar{V} = \frac{\Delta x}{\tau_{\max}},$$

где τ_{\max} — временной интервал, которому на фиксированном Δx соответствует максимум корреляции.

Разница в скоростях переноса облачности в меридиональном и широтном направлениях по данным рис. 2 не обнаруживается. Полученная по рис. 2 средняя скорость колеблется от 30 до 50 км/час, что не расходится с известными представлениями о скорости переноса облачности [7].

Пространственно-временная изменчивость метеоэлементов определяет величину погрешностей, возникающих при интерполяции и экстраполяции метеоэлементов во времени и в пространстве. Наиболее часто оценки погрешностей производятся методами линейной и оптимальной экстраполяции, когда на основе одного или нескольких предыдущих измерений метеоэлемента определяется его будущее значение (временная экстраполяция) [2, 3, 5, 7]. В работе [7] на основе данных о временной

структуре оцениваются погрешности временной привязки спутниковых наблюдений количества общей облачности к одному (синоптическому) сроку. Эти оценки производятся методами линейной и оптимальной экстраполяции одного наблюдения.

Определим с помощью пространственной структурной функции количества общей облачности (рис. 3а) точность пространственной привязки наблюдаемого значения облачности (табл. 2).

Погрешности пространственной линейной $\sqrt{E_1}$ и оптимальной $\sqrt{E_2}$ экстраполяции одного наблюдения определяются известными формулами:

$$\sqrt{E_1} = \sqrt{b_f(0, \Delta x)}; \quad \sqrt{E_2} = \sqrt{b_f^2(x) [1 - \rho_f^2(0, \Delta x)]}.$$

Таблица 2

		$\Delta x, \text{ км}$	200	1000	1400
Направление					
$\sqrt{E_1}$	По меридиану		3,90	5,26	5,51
	По широте		3,45	5,04	5,32
$\sqrt{E_2}$	По меридиану		3,17	3,80	3,90
	По широте		2,97	3,68	3,77

Как следует из табл. 2, при фиксированном Δx экстраполяция в меридиональном направлении менее точна, чем в широтном.

Оптимальная экстраполяция, учитывающая значение количества облачности с «весом», равным коэффициенту корреляции [3], позволяет уменьшить погрешность экстраполяции ($\sqrt{E_2} < \sqrt{E_1}$). С удалением пункта наблюдения от пункта, в который экстраполируется количество общей облачности, погрешность возрастает и, например, при экстраполяции вдоль круга широты на расстоянии 1400 км зимой $\sqrt{E_1}$ достигает 5,32, а $\sqrt{E_2} = 3,77$ балла. Весной и летом эти погрешности возрастают примерно на 20%.

Таким образом, за счет изменчивости облачности (табл. 2) погрешность приведения указанными способами величины количества общей облачности к данному пункту достигает 3 баллов уже на расстоянии порядка 200 км.

Исследование характеристик пространственно-временной структуры важно не только с точки зрения создания и совершенствования схем прогноза (экстраполяции) облачности. Эти характеристики находят непосредственное приложение при обслуживании деятельности авиации. Имеется в виду ряд вопросов, в том числе возможность выбора запасных аэропортов при учете изменчивости метеозадающих элементов, влияющих на безопасность

полетов. Принцип выбора запасного аэродрома может заключаться в определении расстояния, на котором пространственная корреляционная функция, в частности количества и нижней границы облаков, практически равна нулю ($\mu_f(\tau, \Delta x) = 0,2$). По корреляционным функциям, представленным на рис. 3, расстояние до запасного аэропорта не должно быть менее 400—500 км.

ЛИТЕРАТУРА

1. Алпатова Р. Л. Исследование статистических связей облачности с дефицитом точки росы, вертикальными скоростями и температурой. Труды ММЦ, вып. 11, 1966.
2. Борисенков Е. П. Физико-статистические методы анализа и предвычисления метеорологических полей. Труды ААНИИ, т. 263, Л., 1963.
3. Гандин Л. С. Объективный анализ метеорологических полей. Гидрометеоздат, Л., 1963.
4. Душкин П. К., Ломоносов Е. Г., Лунин Ю. П. Опыт численного прогноза влажности, облачности и осадков на вычислительной машине. Метеорология и гидрология, № 12, 1960.
5. Каплан С. Н. О характеристиках временной структуры облачности. Метеорология и гидрология, вып. 5, 1968.
6. Сонечкин Д. М. Некоторые статистические характеристики облачности по данным самолетных и наземных наблюдений. Труды ММЦ, вып. 11, 1966.
7. Сонечкин Д. М., Тряпицина И. С. Некоторые результаты исследования статистической структуры облачности. Труды ГМЦ СССР, вып. 11, 1967.
8. Smagorinsky J. On the dynamical prediction of large scale condensation by numerical methods. Physics of Precipitation, Geophys. Monographs, Amer. Geophys. Union, 1960, No. 5, 71—78.

А. А. БУДЗА, В. Д. СТЕПАНЕНКО, Г. Ф. ШЕВЕЛА, А. Д. ЮФЕРЕВ

ПРИМЕНЕНИЕ ОПТИЧЕСКИХ КВАНТОВЫХ ЛОКАТОРОВ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТ ОБЛАКОВ И ХАРАКТЕРИСТИК ПРОЗРАЧНОСТИ АТМОСФЕРЫ

В последние годы оптические локаторы метеорологического назначения получили достаточно широкое распространение прежде всего для дистанционного измерения высоты нижней границы облаков (НГО). В перспективе их также предполагается использовать для измерения прозрачности атмосферы, количества облачности, характеристик турбулентности и т. д.

Известно, что облака располагаются, как правило, в тропосфере в интервале высот от 30—50 м до 9—11 км. Вероятность же наличия облачности выше или ниже указанных уровней мала и составляет менее 1%. Как нижняя, так и верхняя высота облаков характеризуется значительной пространственно-временной изменчивостью.

В настоящее время основным средством оперативного получения информации о высоте нижней границы облаков являются светолокаторы. Для этих целей, а также для измерения высоты верхней границы облаков (ВГО) используются также метеорологические радиолокаторы (МРЛ), работающие в миллиметровом и сантиметровом диапазонах волн [8]. Однако МРЛ обладают следующими недостатками. Во-первых, имеется относительно большая «слепая» зона за счет отражения от местных предметов и конечного времени восстановления разрядника. Радиус этой зоны достигает 1,5—2 км. Во-вторых, часть мелкокапельных слабо отражающих недождевых облаков не обнаруживается МРЛ вследствие малой мощности отраженного сигнала. В-третьих, при наличии даже весьма слабых осадков, выпадающих из облачности, как правило, исключается определение высоты ее нижней границы [8].

Указанные недостатки почти полностью устраняются при применении локационной аппаратуры оптического диапазона,

о чём свидетельствует продолжительный опыт эксплуатации светолокаторов.

В результате многочисленных сравнительных измерений НГО с помощью светолокатора, шара-пилота, потолочного прожектора и самолета были определены ошибки и степень универсальности применения светолокатора в различных погодных условиях. Было установлено, что в среднем, в 15—18% от общего числа измерений, светолокатор дает грубые ошибки или вообще определение НГО исключено. Такие случаи наблюдаются при сильных снегопадах, дождях, метелях и густых дымках в подобном слое при метеорологической дальности видимости S_m менее 1—1,5 км. Для других случаев, составляющих подавляющее большинство (85—82%), среднеквадратическая ошибка не превышает ± 50 м.

Вследствие относительно большой изменчивости НГО результаты измерений одного светолокатора, который обладает дальностью действия 2 км и позволяет проводить измерения только в вертикальном направлении, не являются достаточно показательными, в частности при метеорологическом обеспечении авиации. Повышение показателности достигается сейчас при одновременном применении нескольких светолокаторов, установленных на определенных расстояниях друг от друга. Однако этого можно достигнуть и с помощью одного светолокатора, который бы позволял осуществлять сканирование в вертикальной и горизонтальной плоскостях и обладал бы значительным радиусом обнаружения облаков порядка 10—15 км. Последние два обстоятельства легко реализуются при применении оптического квантового локатора. Этот локатор характеризуется значительно большим энергетическим потенциалом, лучшей геометрической разрешающей способностью и меньшими габаритами приёмопередающих устройств, что легко позволяет обеспечить указанное сканирование.

В табл. 1 приведены основные тактико-технические характеристики некоторых светолокаторов и оптических квантовых локаторов метеорологического назначения [1, 9].

Таблица 1

Тип светолокатора	Излучаемая мощность в импульсе P_p , квт	Длительность зондирования импульса τ , нсек	Ширина луча генератора θ_1 , мрад	Угол зрения приемника θ_2 , мрад
ОКЛ на рубине	10 000	20÷30	4÷5	1÷7
ОКЛ на рубине	10 000	24	0,5	2÷14
ОКЛ на арсениде галлия	0,1	30	—	—

С помощью основного светолокационного уравнения для аэрозольной атмосферы можно записать следующее отношение сигнал/шум, полагая его равным четырем, когда дальность $R = R_{\text{макс}}$:

$$\frac{\bar{i}_c}{i_{\text{ш}}} = \frac{\eta_0 \Pi R^{-2} \exp\left(-2 \int_0^R \alpha(x) dx\right) q}{[2e\Delta f (i_{\text{ф}} + i_{\text{т}})]^2} \quad (1)$$

Предположим, что для ФЭУ (фотоэлектронного умножителя) у ОКЛ на рубине спектральная чувствительность фотокатода $q = 2,1 \cdot 10^{-3} \text{ а/вт}$; будем считать, что полоса фильтра $\Delta\lambda = 30 \text{ \AA}$; суммарная прозрачность оптики ОКЛ $\beta = 0,40$; площадь входной апертуры $S = 45 \text{ см}^2$; угол расходимости луча генератора $\theta = 20'$; ток фоновой засветки за счет солнечной радиации $i_{\text{ф}} = 4 \cdot 10^{-11} \div 1,5 \cdot 10^{-10} \text{ а}$ соответственно для ясного неба и 10б. облачности; темновой ток $i_{\text{т}} = 10^{-16} \text{ а}$; удельная эффективная площадь рассеяния облаков $\eta_0 = 5 \cdot 10^{-4} \div 10^{-4} \text{ м}^{-1}$; Π — постоянная:

$$\Pi = \frac{P_t c \tau M \beta}{8}; \quad (2)$$

$\alpha(x)$ — коэффициент ослабления в точке x ; e — заряд электрона; Δf — полоса пропускания электронного тракта, подключенного к ФЭУ; c — скорость света; τ — длительность зондирующего импульса; M — коэффициент усиления ФЭУ; P_t — мощность зондирующего импульса.

Результаты решений соотношения (1) при различных условиях и для разных типов оптических локаторов представлены графически на рис. 1. Хорошо заметно существенное увеличение дальности обнаружения облаков в ночное время по сравнению со светлым временем суток, поскольку для ночи $i_{\text{ф}} \approx 0$. Для ОКЛ при $S_{\text{м}} \approx 10-15 \text{ км}$ $R_{\text{макс}}$ облаков в ночное время может равняться 20 км и более. Днем $R_{\text{макс}}$ значительно меньше и составляет для ОКЛ 6—7 км. Если же $S_{\text{м}} \approx 4 \text{ км}$, то $R_{\text{макс}} = 2,5-5 \text{ км}$. Для светолокатора ИВО $R_{\text{макс}}$ значительно меньше, чем для ОКЛ.

Данные, представленные на рис. 1, вполне удовлетворительно согласуются с экспериментальными значениями дальности оптико-локационного обнаружения облаков с помощью ОКЛ (табл. 2).

Таблица 2

$S_m, км$	1	1-5	5-10	>10	Число случаев
День	0,1-1	3,0-4,4	2,8-10,5	10-15	32
Ночь	—	—	10,5-22,5	24,8-42,0	10

Представление о погрешностях измерений высоты нижней границы облаков можно получить из сопоставления одновременных данных светолокатора ИВО и оптического квантового локатора. Конечно лучше было бы сравнивать последние данные

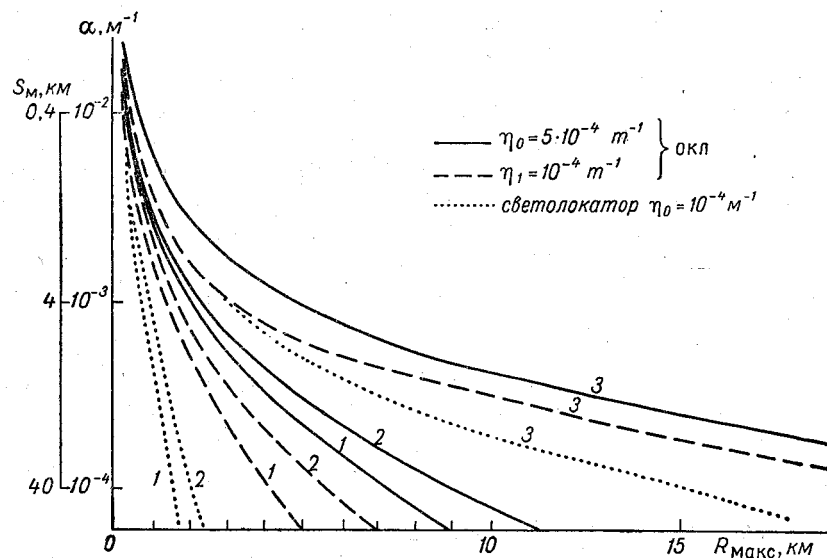


Рис. 1. Дальность оптико-локационного обнаружения облаков:
1 — при облачности 10 б.; 2 — ясно; 3 — ночью

с результатами самолетных измерений НГО, как более достоверными. Однако эти измерения предполагается проводить лишь в будущем. По этой причине мы вынуждены были привлечь данные светолокатора ИВО, погрешности которого, как уже отмечалось, изучены довольно хорошо [7].

На основании 80 случаев одновременных измерений НГО, проведенных в различных метеоусловиях, был построен график, представленный на рис. 2, и определено среднеквадратическое

расхождение между показаниями ИВО и ОКЛ. Это расхождение оказалось равным 35 м во всем диапазоне высот.

Эхо-сигналы оптического локатора, получаемые от атмосферы, несут в себе информацию не только о положении границ облаков, но и об оптических свойствах трассы зондирования.

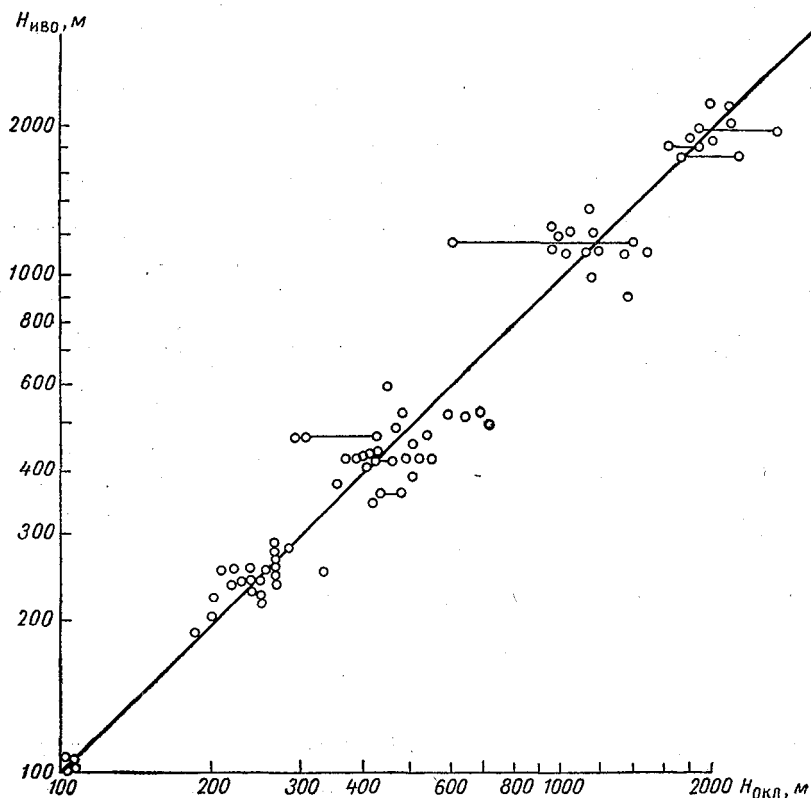


Рис. 2. Связь между высотами нижней границы облаков, измеренными с помощью ОКЛ и светолокатора ИВО

Эти свойства описываются, в основном, двумя параметрами: величиной отражаемости излучения и его ослаблением. Последнее однозначно характеризует прозрачность атмосферы в спектральном интервале излучения генератора ОКЛ.

Определению прозрачности атмосферы по характеристикам эхо-сигналов ОКЛ посвящен ряд работ, авторы которых предлагают различные приемы обработки данных зондирования. В работе [1] рассматривается возможность использования корреляции

между прозрачностью воздуха и такими параметрами эхосигнала, как его полуширина, расстояние до максимума амплитуды и наклон заднего фронта. Авторы работ [2, 10] предлагают на основе модели слоисто-однородной атмосферы проводить совместную обработку эхосигналов зондирования под разными углами к горизонту с целью исключения неизвестной величины отражаемости из соотношения для расчета коэффициента ослабления α . Представляется плодотворной идея использования рамановского рассеяния на атмосферном азоте [3] при определении прозрачности с помощью ОКЛ на рубине.

Можно предложить подход [4, 6] к решению уравнения светолокации относительно α , основанный на гипотезе о наличии корреляционной связи между нормированной индикатрисой обратного рассеяния f_π и величиной α . Для белого света выполнимость этого предложения проверялась экспериментально многими исследователями, сделавшими вывод о возможности использования метода обратного светорассеяния при измерении прозрачности атмосферы. Что касается монохроматического излучения, следует ожидать меньшей устойчивости соотношения

$$f_\pi = f_\pi(\alpha), \quad (2a)$$

чем для белого света. Однако, как показывает анализ [5], и в этом случае измерение прозрачности оптико-локационным методом обеспечивает точность, приемлемую для многих практических применений.

Уравнение однопозиционной светолокации имеет вид

$$i(R) = KF(R) \alpha_p(R) f_\pi(R) \exp \left[-2 \int_0^R \alpha(x) dx \right], \quad (3)$$

где $i(R)$ — амплитуда переменной составляющей сигнала, полученной с дальности R ; $K = \frac{1}{2} P_r c \tau S M q \beta$ — аппаратный параметр ОКЛ; $F(R) = \frac{\pi}{4} \frac{\theta^2}{(R\theta + \frac{d}{2})^2} \exp \left[-\frac{3l^2}{(R\theta + \frac{d}{2})^2} \right]$ — геометрический фактор ослабления излучения, в который входят: l — расстояние между параллельными оптическими осями приемника и передатчика; θ — сумма угловой расходимости луча и угла зрения приемника; d — начальный диаметр луча; $\alpha_p(R)$ — коэффициент рассеяния на дальности R .

Для видимого участка спектра можно принять $\alpha_p = \alpha$, если длина волны излучения находится вне селективных линий атмосферного поглощения.

При удалениях $R \gg \frac{l}{\theta}$ геометрический фактор $F(R) = \frac{1}{R^2}$.

С учетом этого уравнение светолокации запишется следующим образом:

$$i(R) = KR^{-2} \alpha(R) f_{\pi}(R) \exp \left[-2 \int_0^R \alpha(x) dx \right] \quad (4)$$

или, после логарифмирования и дифференцирования,

$$\frac{1}{i(R)} \frac{di}{dR} = -\frac{2}{R} + \frac{1}{\alpha(R)} \frac{d\alpha}{dR} + \frac{1}{f_{\pi}(R)} \frac{df_{\pi}}{dR} - 2\alpha(R). \quad (5)$$

Соотношение (5) представляет собой линейное неоднородное дифференциальное уравнение относительно α , решение которого имеет вид [4]

$$\alpha(R) = \frac{i(R) R^2}{f_{\pi}(R)} \left[\frac{i_0 R_0^2}{\alpha_0 f_{\pi_0}} - 2 \int_{R_0}^R \frac{i(R) R^2}{f_{\pi}(R)} dR \right]^{-1}, \quad (6)$$

где i_0, α_0, f_{π_0} — значения тока, коэффициента ослабления и нормированной индикатрисы в начальной точке R_0 трассы зондирования. Величина α_0 может быть определена с помощью независимых измерений, либо путем решения трансцендентного уравнения

$$\alpha_0 f_{\pi_0} = K^{-1} i_0 R_0^2 \exp(\alpha_0 R_0). \quad (7)$$

Как видно из выражения (6), для определения величины локального коэффициента ослабления на дальности R должна быть известна зависимость (2а). При этом, поскольку значение f_{π} в точке R неизвестно, на каждом шаге численного интегрирования в уравнении (6) нужно использовать величину f_{π} в предыдущей точке. Точность расчета можно повысить путем нескольких итераций.

Выявление зависимости $f_{\pi} = f_{\pi}(\alpha)$ может быть проведено на основе равенства (7) при зондировании атмосферы с помощью ОКЛ и измерении α другим методом. В этом случае тщательному контролю подлежат параметры аппаратуры ОКЛ, входящие в величину K . Для исключения такой необходимости получение зависимости (2а) может быть достигнуто путем локации цели с известным коэффициентом отражения ρ с дальнейшим расчетом отношения амплитуд сигналов от атмосферы и цели в точке ее установки

$$f_{\pi}(R) = \frac{i(R) \rho}{i'(R) \alpha(R)}, \quad (8)$$

где $i'(R)$ — амплитуда сигнала от цели.

Основной трудностью реализации такой методики является поддержание постоянства величины ρ при воздействии на цель различных метеорологических факторов.

Более простым и не требующим знания зависимости (2а) для решения уравнения светолокации может быть подход [6], основанный на предположении, что трасса зондирования состоит из совокупности коротких отрезков, внутри которых оптическое состояние атмосферы можно считать не меняющимся, т. е. принять $f_{\pi} = \text{const}$ и $\alpha = \text{const}$.

В этом случае из равенства (5) легко получить

$$\alpha(R) = - \left[\frac{1}{2i(R)} \frac{di}{dR} + \frac{1}{R} \right]. \quad (9)$$

Очевидно, обработка эхо-сигналов ОКЛ согласно уравнению (9) возможна на участках кривой записи тока, на которых выполняются условия:

$$\frac{di}{dR} < 0; \quad \left| \frac{di}{dR} \right| > \frac{2i(R)}{R}. \quad (10)$$

Иными словами, такая обработка пригодна для задних фронтов эхо-сигналов, полученных в более или менее однородной атмосфере, либо с масштабом неоднородностей, существенно превышающим разрешающую способность ОКЛ по дальности.

Рассчитанная с помощью соотношения (6) или (9) на основе данных зондирования величина α характеризует профиль прозрачности воздуха вдоль трассы прохождения импульса. Для характеристики условий видимости объектов на данной дальности необходимо знание осредненного на ней коэффициента ослабления $\bar{\alpha}(R)$, определяемого с помощью выражения

$$\bar{\alpha}(R) = \frac{1}{R} \int_0^R \alpha(x) dx. \quad (11)$$

Путем несложных преобразований уравнения (4) можно получить

$$\bar{\alpha}(R) = \frac{1}{2R} \ln K \frac{\alpha(R) f_{\pi}(R)}{i(R) R^2}. \quad (12)$$

Равенство (12) позволяет рассчитать значение $\bar{\alpha}$ на выбранной дальности по данным обработки эхо-сигнала в точке на удалении R и данным контроля аппаратурных параметров. При наличии независимых измерений прозрачности в месте расположения ОКЛ (при помощи РДВ-1 или М-37) контроль параметров,

входящих в величину K , не обязателен. В этом случае для определения $\bar{\alpha}(R)$ привлекаются дополнительно данные зондирования и измерений в точке R_0

$$\bar{\alpha}(R) = \frac{R_0}{R} \alpha_0 + \frac{1}{2R} \ln \frac{R_0^2 i_0 f_{\pi}(R) \alpha(R)}{R^2 i(R) f_{\pi_0} \alpha_0}. \quad (13)$$

Выводы

1. Вероятность и дальность обнаружения облачности с помощью ОКЛ значительно больше, чем у сетевого прибора ИВО. Точность измерений высот облаков у ОКЛ вследствие меньшей длительности зондирующего импульса и более узкого луча выше, чем у других используемых методов.

2. Вследствие высокого энергетического потенциала ОКЛ обеспечивается возможность получения эхо-сигнала от замутненной безоблачной атмосферы до удалений, приближающихся к значению метеорологической дальности видимости. Это важное обстоятельство позволяет после соответствующей обработки сигнала определять наклонную прозрачность атмосферы в пределах радиуса действия ОКЛ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Brown R. T. Lazer Backscatter Signatures and transmissivity over horizontal and slant Paths. Proc. of 12-th Conf. on Radar Meteorology, 1966.
2. Muneyasi Капо. Papers in Meteorology and Geophysics. Vol. 19, No. 1, 1968.
3. Соопеу I. A. Applied Physics letters. Vol. 12, No. 2, 1968.
4. Будза А. А., Костыркин Г. Е. Способ определения характеристик атмосферы по обратному рассеянию импульсного света. Инф. сб. НИО ЛВИКА им. А. Ф. Можайского, № 95, 1969.
5. Будза А. А. О погрешности измерения прозрачности атмосферы методом оптической локации. Труды ЛВИКА им. А. Ф. Можайского, вып. 532, 1968.
6. Петров Н. А., Будза А. А. Способ измерения прозрачности атмосферы методом оптической локации. Инф. сб. НИО ЛВИКА им. А. Ф. Можайского, вып. 87, 1967.
7. Степаненко В. Д., Вараксин В. П. Особенности измерений высоты облаков светолокатором. Труды ЛВИКА им. А. Ф. Можайского, вып. 440, 1963.
8. Степаненко В. Д. Радиолокация в метеорологии. Гидрометеориздат, Л., 1966.
9. Collis R. T., Davis P. A., Fernald F. G. Lidar observations of the lower atmosphere. Proc. of 12-th Conf. on Radar Meteorology, 1966.
10. Степаненко В. Д. Об оптико-локационном определении прозрачности атмосферы. Инф. сб. НИО ЛВИКА им. А. Ф. Можайского, № 95, 1969.

Г. Д. РЕШЕТОВ

ОСОБЕННОСТИ ОБЛАЧНЫХ ПОЛЕЙ ПРИ ШКВАЛАХ ПО ДАННЫМ СПУТНИКОВ

В настоящее время имеется значительное число работ, посвященных анализу облачных полей по наблюдениям со спутника [1—2 и др.] Однако работ, посвященных исследованию облачных полей при шквалах, сравнительно мало [2]. В настоящей работе сделана попытка дополнить сведения по этому вопросу.

В качестве исходного материала нами были взяты фотографии облачности, сделанные с метеорологических спутников над территорией Советского Союза с 1966 по 1969 гг. включительно. За этот же период нами были собраны сведения о 946 шквалах по территории Советского Союза, скорость ветра при которых составляла 20 м/сек и более. Затем был проведен совместный анализ облачных полей на фотографиях со спутника и приземных и высотных карт в тех районах, где наблюдались шквалы.

Разница во времени между моментом наблюдения шквала, моментом фотографирования со спутника и сроком наблюдения метеорологических данных, нанесенных на синоптические (кольцевые) карты, была невелика и составляла в большинстве случаев 0—3 часа. Лишь в отдельных случаях эта разница возрастала до 5—6 часов и более. При анализе облачных полей со спутника мы пользовались характеристиками и градациями, предложенными в работе [7].

Совместный анализ облачных полей на фотографиях со спутника и данных, нанесенных на синоптические (кольцевые) карты, в районах, где проходили шквалы, проводился нами с целью выявления характерных особенностей облачных полей и связи их с различными синоптическими объектами и шаблонами (циклонами, ложбинами, фронтами и т. п.).

Результаты обработки и анализа указанных выше материалов приводятся ниже. В табл. I приведена характеристика ско-

рости ветра, наблюдавшегося при шквалах. Анализ данных этой таблицы показывает, что скорость ветра при шквалах на территории Советского Союза в период с 1966 по 1969 гг. в 55,8% случаев составляла 20—25 м/сек, в 24,6% случаев — 26—30 м/сек и шквалы исключительной силы — свыше 30 м/сек — составили 19,6% случаев.

Таблица 1

Скорость ветра при шквалах по территории Советского Союза за период с 1966 по 1969 гг.

Шквал	Скорость ветра, м/сек					Всего
	20—25	26—30	31—35	36—40	более 40	
Число случаев	528	234	111	54	19	946
Проценты	55,8	24,6	11,6	6,0	2,0	100,0

Таблица 2

Распределение шквалов по месяцам по территории Советского Союза за период с 1966 г. по 1969 г.

Шквал	Месяцы												Всего
	I	II	III	IV	V	VI	VII	VIII	IX	X	XI	XII	
Число случаев	2	1	1	32	178	248	232	208	26	10	6	2	946
Проценты	0,2	0,1	0,1	3,0	18,8	26,2	24,5	22,0	2,5	1,0	0,4	0,2	100,0

Распределение шквалов по месяцам характеризуется данными табл. 2, из которой следует, что шквалы наблюдались в большинстве случаев в летнее время года (с мая по август включительно) — в 91,6% случаев, и крайне редко — в переходное и зимнее время года. Объясняется это тем, что возникновение шквалов связано обычно с развитием конвекции и мощных кучево-дождевых облаков, которые наиболее интенсивно развиваются в теплое время года. Анализ сведений о шквалах показал, что они чаще всего наблюдались во вторую половину дня и значительно реже — ночью и утром. Это также связано с тем, что конвекция и кучево-дождевые облака максимальное развитие получают обычно во второй половине дня. Синоптическое положение при прохождении шквалов характеризуется данными табл. 3.

Таблица 3

Синоптическое положение при прохождении шквалов

Шквал	Барическое поле у поверхности Земли			Вид фронта				Внутри-массовые шквалы	Всего
	циклон, ложбина	анти-циклон, гребень	размытое барическое поле	теплый	холодный	окклюзия	мало-подвижный		
Число случаев	768	93	85	26	679	91	104	46	946
Проценты	81,2	9,8	9,0	2,7	71,8	9,6	11,0	4,9	100,0

Анализ данных этой таблицы указывает на то, что $\frac{4}{5}$ всего количества шквалов (81,2% случаев) отмечались в области циклонов, ложбин и волновых возмущений на фронтах и значительно реже в области антициклонов, гребней и в размытых барических полях (в 9,8 и 9,0% случаев соответственно). Данные табл. 3 свидетельствуют также о том, что шквалы чаще всего отмечаются на фронтах (в 95,1% случаев) и значительно реже в однородных воздушных массах при неустойчивой стратификации (в 4,9% случаев). Результаты анализа спутниковых данных об облачности над районами, где отмечались шквалы, приведены в табл. 4 и 5. В табл. 4 приведены данные об изображении облаков синоптического масштаба и мезомасштаба. Анализ данных таблицы (граф 2—7) показывает, что над районами, где проходили шквалы, в 65,1% случаев спутник отмечал основные облачные полосы и в 21,2% случаев — спиралевидные облака и облачные вихри. Сравнительно редко (в 5,0% случаев) отмечались облака в виде «запятой» и еще реже — поля конвективных облаков синоптического масштаба, большие поля однородных облаков микро- и мезомасштаба в виде ячеек, полос и рядов и поля слоистообразных облаков синоптического масштаба (в 4,3; 3,3 и 1,1% случаев соответственно).

Совместный анализ информации об облаках со спутника и данных, нанесенных на синоптические карты за сроки, близкие по времени к моментам прохождения шквалов, показал, что 26 шквалам на теплых фронтах больше чем в половине случаев (57,7%) соответствовали большие поля однородных облаков микро- и мезомасштаба в виде ячеек, полос и рядов, в 27,0% случаев — поля слоистообразных облаков синоптического масштаба и в 15,3% случаев — поля конвективных облаков синоптического масштаба.

Как показывают данные таблицы, наибольшее число шквалов отмечалось на холодных фронтах — 679. Этим шквалам в 76,1% случаев на фотографиях со спутника соответствовали

Таблица 4

Изображение облаков, наблюдаемых со спутника в районе прохождения шквала

Синоптическое положение	Синоптический масштаб						Мезомасштаб								Всего
	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	
	Спиралевидные облака и облачные вихри	Облака в виде "занятий"	Основные облачные пояса (фронты)	Поля конвективных облаков	Поля сплошного облаков	Большие поля однородных облаков микросистем (ячейки, пояса, ряды)	Кучевообразные облака в виде прямых или почти горизонтальных поясов	Кучевообразные облака сплошные в виде сплошных ячеек	Кучевообразные облака в виде ячеек или подумесцев (получья)	Червообразные (зигзагообразные) облачные пояса кучевых форм	Полосчатые облачные формы	Неполосчатые облачные формы	Неполосчатые облачные формы	Всего	
1														15	
Теплый фронт	—	—	—	4	7	15	4	10	—	5	7	—	—	26	
Холодный фронт	137	25	517	15,3	27,0	57,7	15,3	38,5	—	19,2	27,0	—	—	26	
Малоподвижный фронт	20,2	3,7	76,1	—	—	—	508	89	—	73	9	—	—	679	
Фронт окклюзии	—	—	96	3	2	3	74,8	13,1	—	10,8	1,3	—	—	104	
Внутри массовые шквалы	62	13	92,2	2,9	2,0	2,9	83	9	—	10,6	2	—	—	91	
	68,1	14,3	12,1	2,2	1,1	2,2	79,8	8,6	—	9,6	2,0	—	—	104	
	—	9	—	29	—	8	75	10	—	5	1	—	—	91	
		19,6		63,0		17,4	82,4	11,0	—	5,5	1,1	—	—	91	
							2	24	—	20	—	—	—	46	
							4,3	52,2	—	43,5	—	—	—	46	
Все шквалы	199	47	624	38	10	28	672	142	—	113	19	—	—	946	
	21,2	5,0	65,1	4,3	1,1	3,3	71,0	15,2	—	11,7	2,1	—	—	946	

Примечание. В числителе указано число случаев шквалов, в знаменателе — повторяемость (в %).

основные облачные полосы (фронты) и значительно реже в 20,2% случаев — спиралевидные облака и облачные вихри. Крайне редко отмечались облака в виде «запятой» (в 3,7% случаев).

На малоподвижных фронтах было отмечено 104 шквала. Этим шквалам в 92,2% случаев соответствовали основные облачные полосы (фронты) и крайне редко — поля конвективных и слоистообразных облаков синоптического масштаба (в 2,9 и 2,0% случаев соответственно) и большие поля однородных облаков микро- и мезомасштаба в виде ячеек, полос и рядов (2,9% случаев).

На фронтах окклюзий отмечен 91 шквал. Этим шквалам в большинстве случаев (68,1%) соответствовали спиралевидные облака и облачные вихри, значительно реже — облака в виде «запятой» и основные облачные полосы (в 14,3 и 12,1% случаев соответственно) и крайне редко — поля конвективных и слоистообразных облаков синоптического масштаба, а также большие поля однородных облаков микро- и мезомасштаба в виде ячеек, полос и рядов (в 2,2; 1,1 и 2,2% случаев соответственно).

Число внутримассовых шквалов было невелико — 46, что составляло 4,9% случаев от общего числа шквалов. Эти шквалы в 63,0% случаев отмечались при полях конвективных облаков синоптического масштаба и сравнительно редко при облаках в виде «запятой» и больших полях однородных облаков микро- и мезомасштаба в виде ячеек, полос и рядов (в 19,6% и 17,4% случаев соответственно).

Мезомасштабные изображения облаков со спутника при шквалах приведены во второй части табл. 4 (в графах 8—14). Анализ данных этих граф показывает, что наибольшее число шквалов отмечалось при кучевообразных облаках в виде прямых или немного изогнутых полос (в 71,0% случаев), значительно реже — при кучевообразных облаках неполосчатых в виде сплошных ячеек и червеобразных (зигзагообразных) полосчатых облаках кучевых форм (в 15,2 и 11,7% случаев соответственно) и крайне редко — при полосчатых облаках некучевых форм (в 2,1% случаев).

Шквалы на теплых фронтах чаще всего отмечались при кучевообразных облаках неполосчатых в виде сплошных ячеек (в 38,5% случаев) и полосчатых облаках некучевых форм (в 27,0% случаев) и значительно реже — при червеобразных (зигзагообразных) полосчатых облаках кучевых форм и кучевообразных облаках в виде прямых или немного изогнутых полос (в 19,2 и 15,3% случаев соответственно).

Шквалы на холодных фронтах в 74,8% случаев отмечались при кучевообразных облаках в виде прямых или немного изогнутых полос мезомасштабного размера и сравнительно редко

при кучевообразных облаках неполосчатых в виде сплошных ячеек и червеобразных (зигзагообразных) полосчатых облаках кучевых форм (в 13,1 и 10,8% случаев соответственно) и очень редко — при полосчатых облаках некучевых форм (в 1,3% случаев).

Примерно такое же соотношение различных форм облачных полей мезомасштаба имело место и при шквалах на мало подвижных фронтах и фронтах окклюзии. Так, при шквалах на мало подвижных фронтах в 79,8% случаев отмечались кучевообразные облака в виде прямых полос или немного изогнутых полос и значительно реже — при кучевообразных облаках неполосчатых в виде сплошных ячеек и червеобразных (зигзагообразных) полосчатых облаках кучевых форм (в 8,6 и 9,6% случаев соответственно) и очень редко — при полосчатых облаках некучевых форм (в 2,0% случаев).

При шквалах на фронтах окклюзии также в 82,4% случаев отмечались кучевообразные облака в виде прямых или немного изогнутых полос мезомасштаба, в 11,0% случаев — кучевообразные облака неполосчатые в виде сплошных ячеек, в 5,5% случаев червеобразные (зигзагообразные) полосчатые облака кучевых форм и очень редко — полосчатые облака некучевых форм (в 1,1% случаев).

При внутримассовых шквалах примерно в 52,2% случаев отмечались кучевообразные облака неполосчатые в виде сплошных ячеек мезомасштабных размеров, несколько реже — червеобразные (зигзагообразные) полосчатые облака кучевых форм (в 43,5% случаев) и очень редко — всего в 4,3% случаев кучевообразные облака в виде прямых или немного изогнутых полос.

Что же касается сведений о количестве и форме облаков при шквалах по данным спутников, то они приведены в табл. 5. Анализ данных этой таблицы показывает, что все отмеченные шквалы (946) наблюдались при наличии мощных кучевых и кучево-дождевых облаков (в 100,0% случаев, графа 7) в сопровождении облачности других форм, но с меньшей повторяемостью. Количество облаков при шквалах (за исключением внутримассовых) чаще всего составляло 8—10 баллов (в 61,5—68,1% случаев). Более детально мы имеем следующее.

На теплых фронтах шквалы наблюдались только при сплошной и значительной (в 61,5 и 38,5% случаев соответственно) облачности мощной кучевой и кучево-дождевой форм, в сопровождении перистых, слоистых, слоисто-кучевых и кучевых форм (в 77,0; 84,8; 30,8 и 11,6% случаев соответственно).

На холодных фронтах шквалы также отмечались в большинстве случаев при сплошной и значительной (в 68,0 и 26,0% случаев) облачности в сопровождении перистых, кучевых, слоисто-кучевых и слоистых облаков (в 61,2; 52,3; 18,0 и 3,4% случаев соответственно). При ясной погоде (менее 20% неба закрыто

Таблица 5

Количество и форма облаков при шквалах по наблюдениям со спутника

Синоптическое положение	Количество облаков						Форма облаков					Всего
	2 ясно (менее 20% неба закрыто облаками)	3 небольшая облачность (от 20 до 50% неба закрыто облаками)	4 значительная облачность (от 50 до 80% неба закрыто облаками)	5 слоистая облачность (свыше 80% неба закрыто облаками)	6 кучевообразные	7 четко выраженные кучево-дождевые или мощно-кучевые облачные	8 перистые	9 слоистые	10 слоисто-кучевые-образные	11		
Теплый фронт	—	—	10 $\frac{38,5}{61,5}$	16	3 $\frac{11,6}{100,0}$	26 $\frac{100,0}{100,0}$	20 $\frac{77,0}{84,8}$	22 $\frac{84,8}{30,8}$	8 $\frac{30,8}{30,8}$	26		
Холодный фронт	3 $\frac{0,4}{5,6}$	36 $\frac{5,6}{26,0}$	178 $\frac{26,0}{68,0}$	462 $\frac{68,0}{65,4}$	355 $\frac{52,3}{46,1}$	679 $\frac{100,0}{100,0}$	416 $\frac{61,2}{51,9}$	23 $\frac{3,4}{9,6}$	122 $\frac{18,0}{50,0}$	679		
Малоподвижный фронт	1 $\frac{1,0}{2,2}$	15 $\frac{14,4}{11,0}$	20 $\frac{19,2}{18,7}$	68 $\frac{65,4}{68,1}$	48 $\frac{46,1}{49,4}$	104 $\frac{100,0}{100,0}$	54 $\frac{51,9}{57,1}$	10 $\frac{9,6}{14,3}$	52 $\frac{50,0}{46,1}$	104		
Фронт окклюзии	2 $\frac{2,2}{8,7}$	10 $\frac{11,0}{91,3}$	17 $\frac{18,7}{—}$	62 $\frac{68,1}{—}$	45 $\frac{49,4}{35}$	91 $\frac{100,0}{100,0}$	52 $\frac{57,1}{6,4}$	13 $\frac{14,3}{—}$	42 $\frac{46,1}{23,8}$	91		
Внутриимассовые шквалы	4 $\frac{8,7}{—}$	42 $\frac{91,3}{—}$	—	—	35 $\frac{76,0}{—}$	46 $\frac{100,0}{—}$	3 $\frac{6,4}{—}$	—	11 $\frac{23,8}{—}$	46		
Всего шквалов	9 $\frac{1,0}{10,8}$	103 $\frac{10,8}{64,4}$	225 $\frac{23,8}{64,4}$	609 $\frac{64,4}{64,4}$	486 $\frac{51,4}{57,6}$	946 $\frac{100,0}{57,6}$	545 $\frac{57,6}{7,1}$	68 $\frac{7,1}{24,8}$	235 $\frac{24,8}{24,8}$	946		

Примечание. В числителе указано число шквалов, в знаменателе — повторяемость (в %).

облаками) и при небольшой облачности (от 20 до 50% неба закрыто облаками) шквалы на холодных фронтах отмечались редко (в 0,4 и 5,6% случаев соответственно).

На малоподвижных фронтах шквалы наблюдались большей частью при сплошной (в 65,4% случаев), реже — значительной (в 19,2% случаев) мощной кучевой и кучево-дождевой облачности (в 100,0% случаев) в сопровождении перистых (в 51,9% случаев), слоисто-кучевых (в 50,0% случаев), кучевых (в 46,1% случаев) и слоистых (в 9,6% случаев) облаков. При небольшой облачности и ясной погоде шквалы на малоподвижных фронтах наблюдались редко (в 14,4 и 1,0% случаев соответственно).

На фронтах окклюзии шквалы отмечались преимущественно при сплошной (в 68,1% случаев) и реже — при значительной (в 18,7% случаев) кучево-дождевой облачности (в 100,0% случаев) в сопровождении перистых (в 57,1% случаев) и слоистых (в 14,3% случаев) облаков. При небольшой облачности и ясной погоде шквалы на фронтах окклюзии наблюдались редко (в 11,0 и 2,2% случаев соответственно).

Внутримассовые шквалы, наоборот, чаще наблюдались при небольшой облачности (в 91,3% случаев) мощных кучевых и кучево-дождевых форм (в 100,0% случаев) в сопровождении кучевых (в 76,0% случаев), слоисто-кучевых (в 23,8% случаев) и перистых (в 6,4% случаев) облаков. При ясной погоде (облака кучевых форм до 2 баллов) внутримассовые шквалы наблюдались редко (в 8,7% случаев).

Выводы

1. Большинство шквалов наблюдалось в области циклонов, ложбин и волновых возмущений на фронтах (в 81,2% случаев) и сравнительно редко они отмечались в области антициклонов, гребней и размытых областях повышенного давления (в 9,8 и 9,0% случаев соответственно).

2. Подавляющее число шквалов отмечалось на фронтах (в 95,1% случаев). Внутримассовые шквалы наблюдались редко (в 4,9% случаев). Из фронтальных шквалов наибольшую повторяемость имели шквалы на холодных фронтах (в 71,8% случаев).

3. Изображения облаков на фотографиях со спутника (синоптического масштаба) при прохождении шквалов чаще всего имели вид облачных полос (в 65,1% случаев) и значительно реже — вид спиралевидных облаков (в 21,2% случаев) и в виде «запятой» (в 5,0% случаев).

4. При шквалах на холодных и малоподвижных фронтах спутник чаще всего отмечал основные облачные полосы (в 76,1% и 92,2% случаев соответственно), на фронтах окклюзии — спиралевидные облака и облачные вихри (в 68,1% случаев), на

теплых фронтах — большие поля однородных облаков микро- и мезомасштаба (ячейки, ряды, полосы) — в 57,7% случаев и при внутримассовых шквалах — поля конвективных облаков синоптического масштаба (в 63,0% случаев).

5. Мезомасштабные особенности облачных полей над районами, где проходили шквалы, на фотографиях со спутника чаще всего имели вид прямых или немного изогнутых полос.

6. При шквалах спутник отмечал в большинстве случаев сплошную и значительную (в 88,2% случаев) мощную кучевую и кучево-дождевую облачность (в 100,0% случаев) в сопровождении перистых, слоисто-кучевых, кучевых и слоистых облаков.

Указанные выше особенности облачных полей на фотографиях со спутника при прохождении шквалов могут быть полезны при анализе и прогнозе погоды.

ЛИТЕРАТУРА

1. Алексеева А. И., Вельтищев Н. Ф. Ориентация относительно воздушного потока гряд облачности, наблюдаемых с искусственных спутников Земли. Труды ММЦ, вып. 11, 1966.
2. Бугаев В. А., Минина Л. С. О полосовой структуре облачности. Метеорология и гидрология, № 5, 1965.
3. Бельская Н. Н., Чуприн С. Ф. Анализ эволюции облачного вихря циклона по спутниковым данным. Труды ГМЦ, вып. 56, 1969.
4. Ветлов И. П. Некоторые результаты сопоставления спутниковых и наземных наблюдений облачности. Труды ММЦ, вып. 8, 1965.
5. Вельтищев Н. Ф. Обработка телевизионных изображений облачности, полученных с метеорологических спутников. Метеорология и гидрология, № 11, 1962.
6. Вельтищев Н. Ф. К вопросу об интерпретации мезоструктуры поля облачности. Труды ММЦ, вып. 8, 1965.
7. Кондратьев К. Я., Борисенков Е. П., Морозкин А. А. Практическое использование данных метеорологических спутников. Гидрометеоиздат, Л., 1966.
8. Минина Л. С. Вихревая структура облачности по данным метеорологических спутников. Метеорология и гидрология, № 1, 1964.
9. Минина Л. С. Использование телевизионных наблюдений метеорологических спутников в синоптическом анализе в Центральном институте прогнозов. Метеорология и гидрология, № 4, 1966.
10. Минина Л. С. Применение наблюдений метеорологических спутников за облачным покровом Земли при анализе карт погоды. Гидрометеоиздат, М., 1967.
11. Песков Б. Е., Снитковский А. И. Анализ условий возникновения шквалов с использованием спутниковых и радиолокационных данных. Труды ГМЦ, вып. 56, 1969.

Ф. А. ГИСИНА, С. М. ПОНОМАРЕВА

К ВОПРОСУ О МАСШТАБАХ ТУРБУЛЕНТНОСТИ РАЗЛИЧНЫХ КОМПОНЕНТ СКОРОСТИ ВЕТРА В ПРИЗЕМНОМ СЛОЕ АТМОСФЕРЫ

Для решения многих прикладных задач физики атмосферы, в частности в области авиационной метеорологии, нужны детальные сведения о структуре турбулентного поля. Важными статистическими характеристиками потока являются интегральные масштабы, определяющие корреляционную связь пульсаций скорости ветра.

В настоящей статье речь будет идти о продольных интегральных масштабах пульсаций различных компонент скорости ветра, определяемых выражением

$$L_i = \int_0^{\infty} r_{ii}(x) dx, \quad (1)$$

где $r_{ii}(x)$ — пространственные коэффициенты корреляции

$$r_{ii}(x) = \frac{u_i'(x_1) u_i'(x_1 + x)}{u_i'^2}. \quad (2)$$

Здесь u_i' — i -я компонента пульсаций скорости ветра, $i=1, 2, 3$; ось x направлена вдоль средней скорости.

Несмотря на то, что в последние годы уделяется большое внимание изучению микроструктуры атмосферной турбулентности, сведений об интегральных масштабах сравнительно мало. Правда, был достигнут определенный прогресс в экспериментальном плане, причем подавляющее большинство работ посвящено определению вертикального масштаба, который обычно идентифицируют с длиной пути смещения Прандтля. Известно, что гипотеза Прандтля обеспечивает довольно точное описание механизма переноса вблизи твердой стенки.

Таблица 1

Интегральные масштабы турбулентности

Автор	Использованные данные	Высота, м	Компоненты скорости	Масштаб при условиях:		
				неустойчивых	нейтральных	устойчивых
Пановский, Маккормик, 1954	Аэростат, 20 записей по 1 час.	91	w u	$1z$ $>3z$	$0,5z$ $>3z$	$0,3z$ $1z$
Уэбб, 1955	Термоанемометр	29	w u	$(2 \div 4)z$ $(2 \div 4)z$	$0,6z$ $2,5z$ $0,3z$	$(0,03 \div 0,3)z$ $2z$ $0,15z$
Гурвич, 1960	Акустический анемометр, 100 записей	1—4	w	$1z$	—	—
Пановский, Маккормик, 1960	Обобщены данные из 7 работ	0,2—600	w	$0,6z$	—	—
Смит, 1961	Флюгарка на аэростате, 18 записей от 1 до 6 час.	150, 300, 600	w	$3z$	$0,5z$	—
Пановский, 1962	29, 20-минутных проб	2	u v	$L_1 = 34M$ $L_2 = 25M$ $L_1 = 40M$ $L_2 = 55M$	—	$6,5M$ $1M$ $1M$ $2,6M$
Девенпорт, Девенпорт, 1961	Неопубликованные данные	30	u	—	$60-130M$	$L_2 = 100M$
Иванов, 1963	Данные при сильных ветрах	12—153	u	—	—	—
Иванов, Волковичка, 1965	Оценка по верхней границе инерционного интервала	30—300	u	—	$(0,3 \div 0,7)z$	—
Попов, 1966	Оценка по длине волны, соответствующей максимальному значению спектральной плотности	Приземный слой	w u	$0,8z$ $3,2z$	$0,5z$	$0,2z$ $0,5z$
Фихтл, 1968	80 измерений с тензометрическими датчиками; время осреднения 10 мин. Время осреднения 30—60 мин	25	u	лето $L_1 = (2 \div 6)z$ $L_2 = (0,2 \div 1)z$ $z^{1/5}$ $z^{1/5}$	—	зима $L_1 = (2 \div 16)z$ $L_2 = (0,2 \div 0,9)z$
		18—60 60—150	w	—	—	—

Отметим также, что масштабы могут быть найдены разными методами. Довольно редко они вычисляются в соответствии с формулой (1), т. е. как площадь под соответствующей корреляционной кривой; чаще масштабы определяются как расстояние, на котором коэффициент корреляции уменьшается в определенное число раз (в 2 раза, в e раз и т. д.). Иногда масштабы оцениваются по частоте, на которую приходится максимум спектральной плотности. Различие методов определения создает большие трудности при сопоставлении опытных данных. Например, как видно из работы Г. Ф. Попова [1], масштабы, найденные по расстоянию, на которых коэффициент корреляции падает до 0,8 или 0,5, отличаются в несколько раз. К тому же некоторые авторы по-разному классифицируют метеорологические условия, в частности стратификацию атмосферы.

В табл. 1 суммируются данные наблюдений разных авторов по продольным интегральным масштабам для различных компонент пульсаций скорости*. Из таблицы следует, что имеющиеся сведения весьма отрывочные и их трудно использовать для количественной оценки масштабов в широком диапазоне метеорологических условий, что необходимо для решения ряда прикладных задач.

В данной статье сделана попытка оценить интегральные масштабы различных компонент скорости с помощью гипотезы, аналогичной гипотезам Колмогорова, с успехом используемым при исследовании структуры приземного и пограничного слоев атмосферы [3].

Мы предположили, что интегральный масштаб L_i может зависеть только от энергии соответствующей компоненты пульсаций $\frac{u_i^2}{2}$ и скорости диссипации энергии турбулентности в тепло ϵ . Тогда из соображений размерности получаем следующие формулы для масштабов соответствующих компонент скорости ветра:

$$L_1 = A_1 \frac{(\overline{u_1^2})^{3/2}}{\epsilon} = A_1 \frac{\sigma_u^3}{\epsilon}, \quad (3)$$

$$L_2 = A_2 \frac{(\overline{u_2^2})^{3/2}}{\epsilon} = A_2 \frac{\sigma_v^3}{\epsilon}, \quad (4)$$

$$L_3 = A_3 \frac{(\overline{u_3^2})^{3/2}}{\epsilon} = A_3 \frac{\sigma_w^3}{\epsilon}, \quad (5)$$

* Большая часть результатов табл. 1 заимствована из работы Пэсвилла [2], где имеются соответствующие ссылки. Эту таблицу мы дополнили данными из работ [1, 11, 13, 14].

где σ_u , σ_v и σ_w — дисперсии продольных ($\sigma_u = \sqrt{u_1'^2}$), поперечных ($\sigma_v = \sqrt{u_2'^2}$) и вертикальных ($\sigma_w = \sqrt{u_3'^2}$) компонент пульсаций; A_1, A_2, A_3 — универсальные числовые постоянные.

Прежде чем перейти к вопросу о вычислении масштабов L_1, L_2 и L_3 по формулам (3) — (5), нам кажется полезным остановиться на нескольких моментах, которые могут служить некоторым обоснованием сделанных предположений.

Для случая однородной изотропной турбулентности из уравнения Кармана — Хоурта можно получить следующее выражение для скорости диссипации энергии турбулентности (см., например, [4]):

$$\epsilon = \frac{3}{2} A \frac{\sigma_u^3}{L_1}. \quad (6)$$

Эта формула надежно подтверждена экспериментально, причем $A \approx 1,1$. Легко видеть, что если выражение (6) переписать для L_1 , то оно с точностью до числового множителя совпадает с формулой (3).

Пановским [5] получена эмпирическая формула для безразмерной частоты $f_m = \frac{nz}{u}$ (n — частота, $\bar{u}(z)$ — средняя скорость ветра на высоте z), на которую приходится максимум безразмерного спектра $\frac{nE_w(n)}{u_*}$ вертикальной компоненты скорости

$$f_m = 0,32\Phi_\epsilon(z/L), \quad (7)$$

где

$$\Phi_\epsilon(z/L) = \frac{\chi z \epsilon}{u_*^3} \quad (8)$$

безразмерная диссипативная функция, которую мы будем в дальнейшем использовать; $L = -\frac{u_*^3}{\chi \frac{g}{T} \frac{q}{c_p \rho}}$ — масштаб длины,

характеризующий условия устойчивости атмосферы ($L > 0$ при устойчивости, $L < 0$ при неустойчивости и $L = \infty$ при безразличном равновесии): u_* — динамическая скорость; q — вертикальный турбулентный поток тепла; ρ — плотность воздуха; c_p — удельная теплоемкость при постоянном давлении; g — ускорение силы тяжести; T — средняя температура; χ — постоянная Кармана.

Частота f_m обратно пропорциональна длине волны l_m

$$f_m = \frac{z}{2\pi l_m}. \quad (9)$$

Обычно считается, что l_m практически совпадает с соответствующим интегральным масштабом. Если в формулу (7) подставить выражения (8) и (9) и воспользоваться для определения u_* соотношением $\frac{\sigma_w}{u_*} = a$ (a — числовая постоянная), следующим из теории подобия для приземного слоя в нейтральных условиях, то получим

$$l_m = \frac{3,13}{2\pi a \kappa} \cdot \frac{\sigma_w^3}{\varepsilon}. \quad (10)$$

Эта формула с точностью до числового множителя совпадает с нашей формулой (5) для L_3 .

Проведенное сопоставление позволяет надеяться, что с помощью формул (3)—(5) можно будет получить удовлетворительную оценку масштабов L_1 , L_2 , L_3 при разных метеорологических условиях.

Для расчета по формулам (3)—(5) надо знать дисперсии и скорость диссипации при разных метеорологических условиях. В настоящее время надежные экспериментальные данные об этих характеристиках имеются только для приземного слоя атмосферы, в котором осуществляется локальное подобие и все безразмерные величины являются функциями только параметра стратификации z/L . Поэтому имеется возможность оценить L_1 , L_2 , L_3 только в приземном слое, хотя соотношения (3)—(5) справедливы для всего пограничного слоя.

Если переписать выражения для масштабов, введя диссипативную функцию Φ , тогда:

$$\frac{L_1}{z} = A_1 \kappa \frac{(\sigma_u/u_*)^3}{\Phi_\varepsilon(z/L)}, \quad (11)$$

$$\frac{L_2}{z} = A_2 \kappa \frac{(\sigma_v/u_*)^3}{\Phi_\varepsilon(z/L)}, \quad (12)$$

$$\frac{L_3}{z} = A_3 \kappa \frac{(\sigma_w/u_*)^3}{\Phi_\varepsilon(z/L)}. \quad (13)$$

Безразмерные дисперсии различных компонент скорости ветра $\left(\frac{\sigma_u}{u_*}, \frac{\sigma_v}{u_*}, \frac{\sigma_w}{u_*}\right)$ и диссипативная функция Φ_ε в зависимости от параметра z/L были получены в работах [5, 6] на основании обобщения имеющихся экспериментальных данных. Следовательно, для того, чтобы найти масштабы L_1 , L_2 , L_3 остается выбрать числовые постоянные A_1 , A_2 , A_3 . Последние были определены из условия, чтобы рассчитанные масштабы совпали с имеющимися экспериментальными данными при нейтральных условиях. В этом отношении наиболее просто обстоит дело с вертикальным масштабом L_3 , который в приземном слое при

нейтральных условиях равен κz . Поскольку $\frac{\sigma_w}{u_*} \approx 1,16$ при $\frac{z}{L} = 0$, а $\Phi_s = 1$, то, чтобы удовлетворить условию $L_3 = \kappa z$ при безразличном равновесии, A_3 следует выбрать равным 0,64.

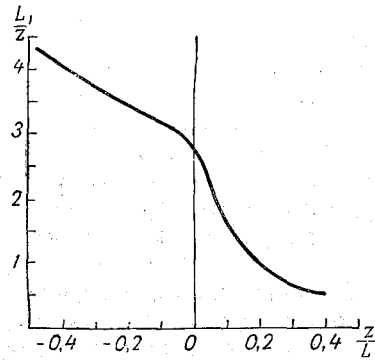


Рис. 1. Универсальная зависимость продольного интегрального масштаба от параметра стратификации $\frac{z}{L}$

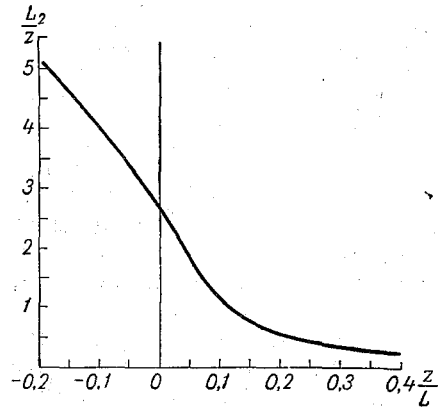


Рис. 2. Универсальная зависимость поперечного интегрального масштаба от параметра стратификации $\frac{z}{L}$

Более сложным является выбор констант для вычисления продольного, а особенно поперечного интегральных масштабов. Из табл. 1 следует, что при нейтральных условиях масштаб для u -компоненты равен в среднем $3z$. Используя эту оценку

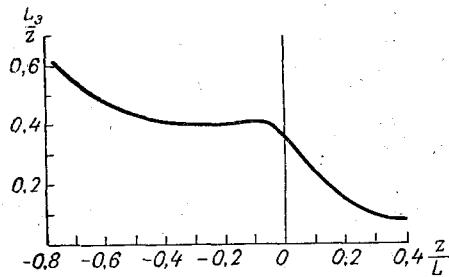


Рис. 3. Универсальная зависимость вертикального интегрального масштаба от параметра стратификации $\frac{z}{L}$

и принимая в соответствии с работами [5, 6] $\frac{\sigma_u}{u_*} = 2,44$ и $\Phi_s = 1$, получаем для A_1 значение 0,54. Поскольку данных об L_2 практически нет, то A_2 была принята равной A_1 .

Результаты расчета интегральных масштабов для различных компонент пульсаций скорости ветра в зависимости от z/L приведены на рис. 1—3.

Зная универсальные зависимости безразмерных масштабов $\frac{L_i}{z}$ от $\frac{z}{L}$, можно рассчитать вертикальные профили интегральных масштабов при разных условиях. Для этого было зафикси-

ровано значение L и задавались разные значения высоты z . Полученные таким образом вертикальные профили продольного, поперечного и вертикального масштабов приведены на

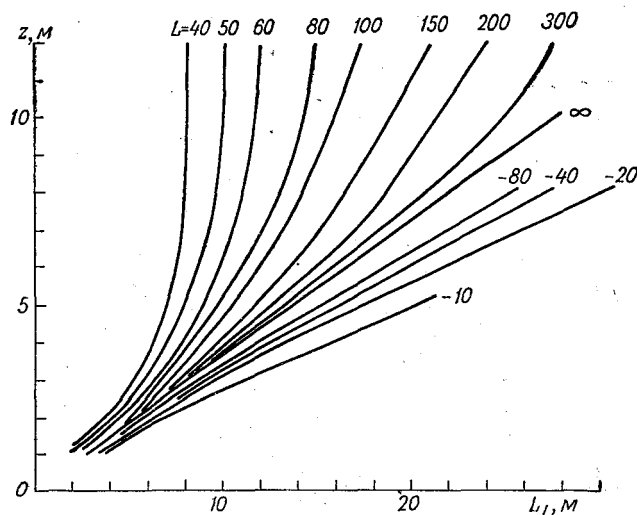


Рис. 4. Высотное распределение продольного интегрального масштаба при разной стратификации атмосферы

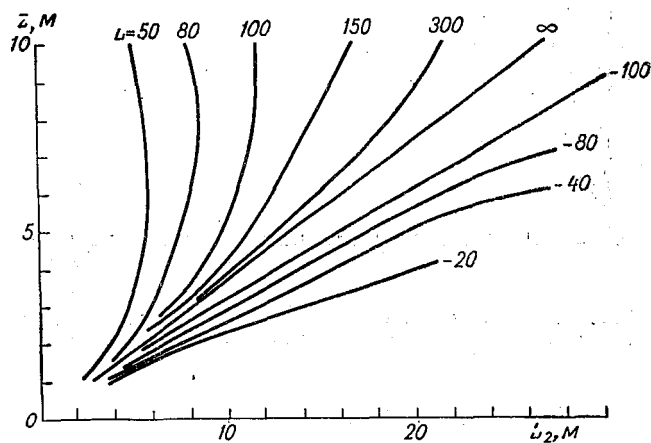


Рис. 5. Высотное распределение поперечного интегрального масштаба при разной стратификации атмосферы

рис. 4—6, где хорошо виден разный характер изменения масштабов с высотой при разных условиях устойчивости. Если при неустойчивых и близких к нейтральным условиям наблюдается

почти линейный рост, то в случае устойчивости масштабы вначале заметно растут, а затем практически не меняются.

Из приведенных рисунков видно, что все масштабы увеличиваются при возрастании неустойчивости. Во всех случаях L_1 и L_2 существенно больше L_3 .

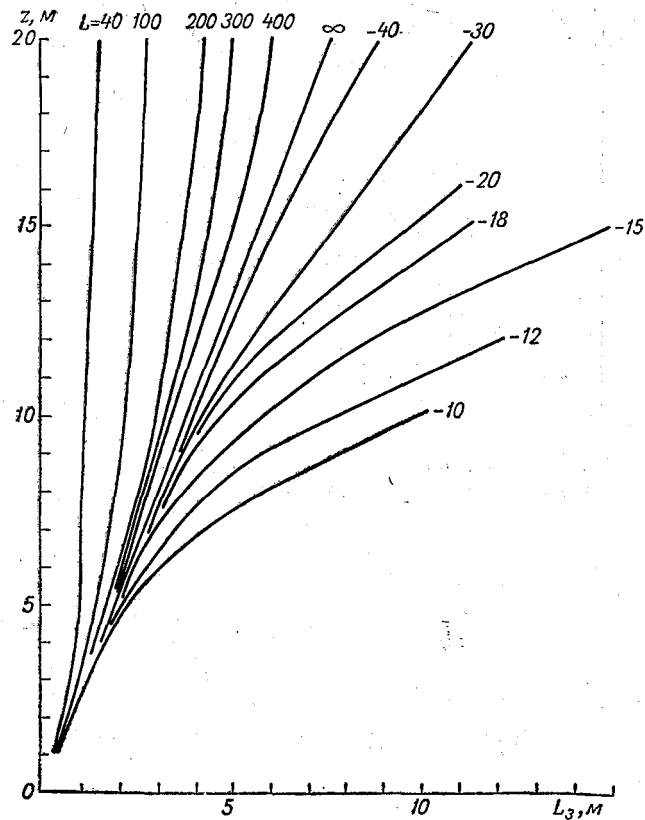


Рис. 6. Высотное распределение вертикального интегрального масштаба при разной стратификации атмосферы

Кроме того, из сравнения рис. 1 и 2 видно, что при неустойчивых условиях поперечный масштаб больше продольного ($L_2 > L_1$), в то время как при устойчивости имеет место противоположное неравенство ($L_1 > L_2$). Это согласуется с результатами Пановского [7].

К сожалению, недостаток экспериментальных данных затрудняет непосредственную проверку полученных результатов.

Как уже отмечалось выше, больше всего данных о масштабе L_3 , аналоге длины пути смещения l . В соответствии с теорией локального подобия можно представить последнюю в виде $l = \kappa z \Phi(z/L)$. При безразличном равновесии $\Phi = 1$. Поведение поправочного множителя Φ при других условиях анализируется в монографии [8]. В частности, для неустойчивого воздуха

$$\frac{l}{z} = \frac{\kappa}{\Phi(z/L)} \left[1 - \frac{\sigma \cdot z/L}{\Phi(z/L)} \right]^{-\frac{1}{4}}, \quad (14)$$

где $\Phi(z/L) = \frac{\kappa z}{u_*} \frac{du}{dz}$ — безразмерный сдвиг ветра; σ — эмпирическая постоянная.

Для функции $\Phi(z/L)$ существует множество интерполяционных формул, приводящих к разным выражениям для вертикального масштаба. Эти формулы применимы только в определенных диапазонах значений параметра z/L (см., например, сводку данных о зависимости $\Phi(z/L)$ в отчете [5]). Как видно из формулы (14), при изменении z/L от 0 до $-\infty$ масштаб вначале линейно растет, а потом этот рост замедляется. При больших отрицательных значениях z/L , соответствующих условиям свободной конвекции, масштаб стремится к постоянной

$$\frac{l}{z} = \kappa \left(\frac{27}{\sigma c_2^3} \right)^{\frac{1}{4}}. \quad (15)$$

Для констант c_2 и σ предложено большое число разных оценок. Одни из них дают хорошую аппроксимацию профиля ветра при неустойчивых, другие — при нейтральных, третьи — при устойчивых условиях. Вообще, сейчас нет надежных опытных оценок этих постоянных за исключением условий, близких к безразличному равновесию. Если принять c_2 и σ равными единице, что дает удовлетворительное описание профиля ветра при таких условиях, тогда предельное значение $\frac{l}{z}$ при $z_n \rightarrow -\infty$ составляет около 0,9.

Согласно нашим расчетам, $\frac{L_3}{z}$ растет с усилением неустойчивости, хотя насыщения на кривой при больших значениях z/L мы не получили.

В другом предельном случае — сильной устойчивости ($z/L \rightarrow +\infty$) эмпирические данные хуже всего согласуются с предположением о локальном подобии, при котором единственным параметром является z/L . Вследствие перемежаемости турбулентности для получения надежных экспериментальных данных требуется значительно больший, чем обычно, интервал осреднения.

При небольших значениях z/L , т. е. при условиях, не очень отличающихся от нейтральных, $\Phi(z/L) \approx 1 + \beta z/L$, и формула для масштаба имеет вид

$$\frac{L_3}{xz} \approx 1 - \left(\beta - \frac{\sigma}{4} \right) z/L. \quad (16)$$

Монин и Обухов [9], а также Пановский, Блэкадар и Маквейл [10] нашли, что $\beta = \frac{\sigma}{2} = 0,5 \div 0,6$ дает неплохую аппроксимацию профиля ветра в приземном слое атмосферы в виде

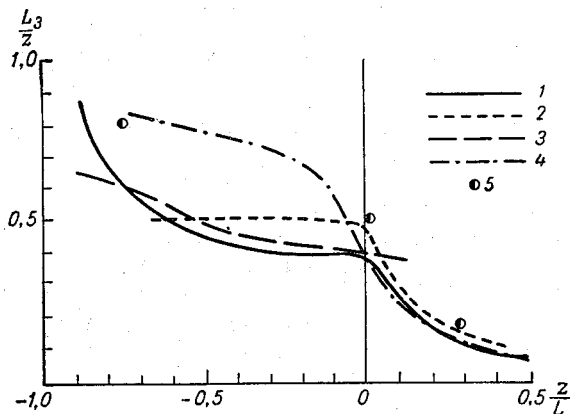


Рис. 7. Сравнение разных методов определения вертикального масштаба:

1 — расчет по формуле (13); 2 — по эмпирической формуле Пановского (10); 3 — по формулам (15) и (17); 4 — кривая, предложенная Ито [12]; 5 — опытные точки по данным измерений в Обнинске [11]

«логарифмической плюс линейной функции». При таких значениях констант для малых z/L

$$\frac{L_3}{xz} \approx 1 - \frac{z/L}{4}. \quad (17)$$

Отметим, что многие опыты дают значения $\beta(\sigma)$ гораздо большие. По-видимому, наиболее обеспеченное значение константы σ составляет по последним данным около 10.

Результаты расчета по формулам (15) и (17) приведены на рис. 7. На этом же рисунке воспроизведена для сравнения полученная нами зависимость $\frac{L_3}{z} \left(\frac{z}{L} \right)$ (кривая 1). Кривая 2 построена в соответствии с эмпирической формулой (10) Пановского. Зависимость масштаба вертикальной компоненты пульсаций от параметра $\frac{z}{L}$, полученная Ито в работе [12] на основе теории подобия, также приводится на рис. 7. Здесь же нанесено

несколько экспериментальных точек по данным измерений на метеорологической башне в Обнинске [11], которые также неплохо согласуются с полученными нами оценками.

К сожалению, труднее провести аналогичное сравнение для продольного и поперечного масштабов. Отметим лишь, что полученные нами значения L_1 и L_2 укладываются в диапазоны, указанные в табл. 1.

ЛИТЕРАТУРА

1. Попов Г. Ф. Результаты исследования некоторых структурных характеристик поля ветра в нижнем 100-метровом слое атмосферы. Труды ЛГМИ, вып. 21, 1966.
2. Pasquill F. Recent broad-band spectral measurements of turbulence in the lower atmosphere. J. Geophys. Research, vol. 67, No. 8, 1962.
3. Зилитинкевич С. С., Лайхтман Д. Л. Турбулентный режим в приземном слое воздуха. Изв. АН СССР. Физика атмосферы и океана, т. 1, № 2, 1965.
4. Таунсенд А. А. Структура турбулентного потока с поперечным сдвигом. ИЛ, М., 1959.
5. Properties of wind and temperature at Round Hill, South Dartmouth, Mass. Final Rep., Grant N DAAB 07-67-C-0035, august 1967.
6. Гисина Ф. А., Каплан С. Н. Пульсационные характеристики скорости ветра при разных метеорологических условиях. Труды ЛГМИ, вып. 40, 1970.
7. Rapofsky H. A. Scale analysis of atmospheric turbulence at 2 m. Quart. J. Royal Meteorol. Soc., vol. 88, No. 375, 1962.
8. Монин А. С., Яглом А. М. Статистическая гидромеханика, ч. 1. Изд-во «Наука», М., 1965.
9. Монин А. С., Обухов А. М. Основные закономерности турбулентного перемешивания в приземном слое атмосферы. Труды Геофиз. ин-та АН СССР, № 24 (151), 1954.
10. Rapofsky H. A., Blackadar A. K., McVehil G. E. The diabatic wind profile. Quart. J. Royal Meteorol. Soc., vol. 86, No. 369, 1960.
11. Волковицкая З. И., Иванов В. Н. Некоторые характеристики структуры пограничного слоя атмосферы. Труды ИПГ, вып. 2, 1965.
12. Ito S. Diffusion in the vertical direction and effects of thermal stratification. The Geoph. Magazine, vol. 33, No. 1, 1966.
13. Иванов В. Н. О некоторых характеристиках турбулентности ветрового поля в нижнем 300-метровом слое атмосферы. Сб. трудов ИПГ «Изучение пограничного слоя атмосферы с 300-метровой метеорологической башни», М., 1963.
14. Fichtl G. Characteristics of turbulence observed on the NACA 190-m meteorological tower. J. Applied Meteorology, vol. 7, No. 5, 1968.

Г. С. БУЛДОВСКИЙ

МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЕ УСЛОВИЯ АТМОСФЕРНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ, ВЫЗЫВАЮЩЕЙ БОЛТАНКУ САМОЛЕТОВ В СЛОЕ ВЕЛОПАУЗЫ

Как было показано рядом авторов [1, 4, 6], к северу от 30° с. ш. западная циклоническая циркуляция, наблюдающаяся в зимний период во всей толще стратосферы, в летний период на высотах более 18—20 км сменяется антициклонической восточной циркуляцией. Такая перестройка поля геопотенциала происходит в результате значительного прогрева стратосферы над полярными районами. Переход западных потоков к восточным в средней и верхней стратосфере обычно происходит в апреле, а от восточных к западным — в конце августа или в начале сентября. Переходный слой между западными ветрами нижней стратосферы и восточными ветрами средней и верхней стратосферы принято называть слоем велопаузы.

В связи с тем, что крейсерский полет сверхзвуковых пассажирских самолетов будет выполняться на высотах около 20 км, представляет интерес выяснить, какова вероятность возникновения болтанки в слое велопаузы.

Слой велопаузы характеризуется малыми значениями скоростей ветра, но при этом наблюдаются большие изменения направления ветра с высотой (вертикальный сдвиг направления ветра). Например, согласно [5], над Москвой минимальная скорость ветра в слое велопаузы в 95% случаев изменяется от нуля до 6 м/сек и только в 5% случаев равна 7—10 м/сек.

Однако уровень минимальной скорости ветра в слое велопаузы только в небольшом числе случаев (13—16%) совпадает с уровнем обращения ветра, т. е. уровнем, где направление ветра становится равным $45-135^\circ$. Этот уровень может быть принят за верхний уровень слоя велопаузы. Скорость ветра на уровне обращения над Москвой в 91% случаев изменяется от нуля до 8 м/сек. Над Новосибирском скорость ветра 0—8 м/сек наблюдается в 84% случаев, над Хабаровском в 78% [5].

Таким образом, в подавляющем числе случаев скорость ветра в слое велопаузы не превышает 8 м/сек, при этом наибольшие скорости ветра в этом слое наблюдаются весной при появлении восточного потока в стратосфере и минимальные в летний период. Толщина слоя велопаузы, согласно [1], в большинстве случаев составляет 2—3 км, иногда достигает 5 км и в очень редких случаях меньше 1 км.

В связи с тем, что в нашем распоряжении почти не имелось самолетных измерений турбулентности непосредственно в слое велопаузы, в данной работе предпринята попытка косвенным путем ответить на вопрос, какова вероятность атмосферной турбулентности, вызывающей болтанку самолета в слое велопаузы. Как уже отмечалось, основными особенностями этого слоя, важными для возникновения турбулентности, являются значительные вертикальные сдвиги направления ветра и малые скорости ветра. Например, при толщине слоя велопаузы 3 км средний сдвиг направления ветра в этом слое будет порядка 6° на 100 м, учитывая, что направление ветра в слое велопаузы изменяется в среднем на 180° .

Исходя из этого, был построен график связи случаев болтанки самолета различной интенсивности одновременно с вертикальным сдвигом направления ветра $\frac{\Delta\alpha}{\Delta z}$ и средней скоростью ветра \bar{V} в слое, для которого рассчитывалась величина $\frac{\Delta\alpha}{\Delta z}$, не превышающего 1 км (рис. 1). Горизонтальной линией на рисунке показано наиболее вероятное значение $\frac{\Delta\alpha}{\Delta z}$ в слое велопаузы, равное $6,0 \cdot 10^{-2}$ град·м⁻¹.

Для построения этого графика из 139 полетов самолета-лаборатории и самолетов, оборудованных самописцами, были выбраны 96 случаев наличия или отсутствия болтанки самолета в стратосфере, при которых $\frac{\Delta\alpha}{\Delta z} \geq 2,0 \cdot 10^{-2}$ град·м⁻¹. Методика полетов и обработки результатов изложена в [3].

Из рассмотрения рис. 1 видно, что при $\bar{V} \leq 10$ м/сек только в двух случаях была отмечена слабая болтанка, а в 37 случаях болтанка отсутствовала; при возрастании скорости ветра число случаев болтанки самолета резко увеличивалось. Подсчет повторяемости случаев болтанки показывает, что при $\bar{V} \leq 10$ м/сек повторяемость болтанки любой интенсивности равна 5%, при $10 < \bar{V} \leq 20$ м/сек она возрастает до 69%, а при $\bar{V} > 20$ м/сек — до 90%. Повторяемость только умеренной и сильной болтанки при $\bar{V} \leq 15$ м/сек составляет 6%, а при $\bar{V} > 15$ м/сек возрастает до 60%.

Полученная связь на рис. 1 может быть использована для диагноза и прогноза болтанки самолета в слое велопаузы. Если принять за критическую скорость $\bar{V}=10$ м/сек, т. е. при средней скорости ветра в слое велопаузы больше 10 м/сек указывать болтанку самолета любой интенсивности, то характеристики успешности такого диагноза будут иметь достаточно высокие значения, а именно: общая оправдываемость диагноза наличия и отсутствия болтанки (Q) составила 83%, оправдываемость

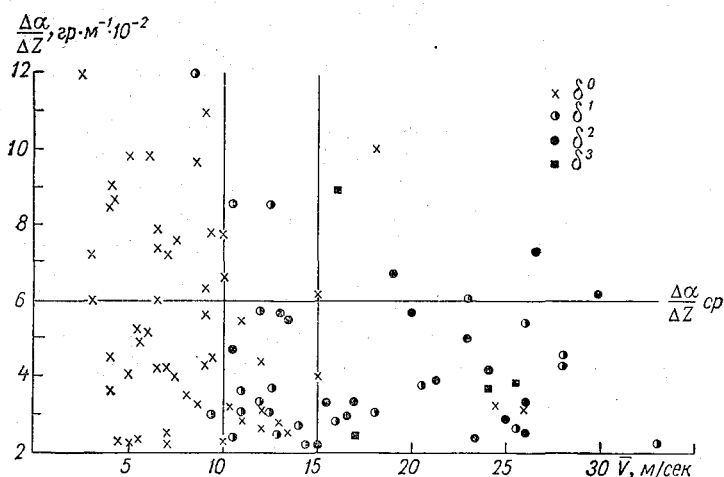


Рис. 1. Распределение случаев болтанки различной интенсивности в зависимости от вертикального сдвига направления ветра $\frac{\Delta\alpha}{\Delta z}$ и скорости ветра \bar{V} . Горизонтальной линией отмечена наиболее вероятная величина вертикального сдвига направления ветра в слое велопаузы:
 δ^0 — болтанка отсутствует; δ^1 — слабая болтанка; δ^2 — умеренная болтанка; δ^3 — сильная болтанка

диагноза наличия болтанки (Q_T) — 76%, предупрежденность случаев болтанки (P_T) — 95% и предупрежденность случаев отсутствия болтанки (P_H) — 73%.

Для диагноза только умеренной и сильной болтанки за критическую скорость лучше всего принять $\bar{V}=15$ м/сек. При этом характеристики успешности будут иметь следующие значения: $Q=84\%$, $Q_T=63\%$, $P_T=87\%$, $P_H=84\%$.

Таким образом, из проведенного анализа можно сделать следующие основные выводы:

1. Если средняя скорость ветра в слое велопаузы ($\bar{V} = \frac{V_v + V_n}{2}$, где V_v — скорость ветра на верхнем уровне вело-

паузы, V_n — скорость ветра на нижнем уровне) не превышает 10 м/сек, то болтанка в этом слое маловероятна.

2. Если средняя скорость ветра в слое велопаузы составляет 10—15 м/сек, то следует ожидать в основном слабую болтанку.

3. При средней скорости ветра больше 15 м/сек в слое велопаузы резко возрастает вероятность умеренной и сильной болтанки самолета.

Рассмотренная выше связь болтанки в слое велопаузы с $\frac{\Delta\alpha}{\Delta z}$ и \bar{V} косвенно учитывает также роль вертикального сдвига вектора ветра, который является одним из основных генераторов турбулентности в стратосфере [3]. Действительно, если взять толщину слоя велопаузы 2 км, скорость ветра на нижней и верхней границах этого слоя 6 м/сек, и учитывая, что направление ветра в слое велопаузы изменяется на 180°, то легко подсчитать средний вертикальный сдвиг вектора ветра в слое велопаузы, который будет равен $0,6 \cdot 10^{-2}$ сек⁻¹; при скорости ветра 8 м/сек соответственно $0,8 \cdot 10^{-2}$ сек⁻¹ и т. д., т. е. вертикальный сдвиг в слое велопаузы прямо пропорционален средней скорости ветра.

Однако вертикальный сдвиг зависит также и от толщины слоя велопаузы. Так, если толщина слоя велопаузы равна 1 км, то приведенные выше значения сдвига при тех же скоростях ветра возрастут в два раза. Казалось бы, что и вероятность болтанки должна существенно возрасти, но это будет не всегда.

На рис. 2 показана зависимость повторяемости болтанки от вертикального сдвига вектора ветра β и средней скорости ветра в слое \bar{V} , построенная по результатам 65 полетов самолета-лаборатории на высотах 10—18 км [3]. Из рисунка видно, что значительная повторяемость болтанки (80% и более) наблюдается при $\bar{V} > 10$ —15 м/сек и $\beta > 0,8$ — $1,0 \cdot 10^{-2}$ сек⁻¹, а при малых скоростях ветра ($\bar{V} \leq 10$ м/сек) и даже при больших вертикальных сдвигах повторяемость болтанки относительно невелика и составляет около 50% (при средней повторяемости болтанки в рассмотренных полетах, равной 28%). Следовательно, вертикальный сдвиг вектора ветра в стратосфере начинает играть существенную роль в возникновении болтанки самолета, если скорость ветра превышает некоторое критическое значение, равное примерно 10 м/сек. Учитывая то, что скорость ветра в слое велопаузы в основном меньше 10 м/сек, становится понятным, почему в качестве параметра турбулентности, вызывающей болтанку самолета, в данном случае лучше использовать скорость ветра, а не вертикальный сдвиг.

Из рис. 2 можно сделать еще один важный вывод, а именно: при малых значениях вертикального сдвига вектора ветра

($\beta \leq 0,4 \cdot 10^{-2} \text{сек}^{-1}$) увеличение скорости ветра не приводит к существенному возрастанию повторяемости болтанки.

Анализируя возможность болтанки самолета в слое велопаузы, следует также обращать внимание на общую синоптическую обстановку и режим ветра в стратосфере, особенно ниже слоя велопаузы. Повышенная вероятность болтанки в слое велопаузы будет тогда, когда она расположена над интенсив-

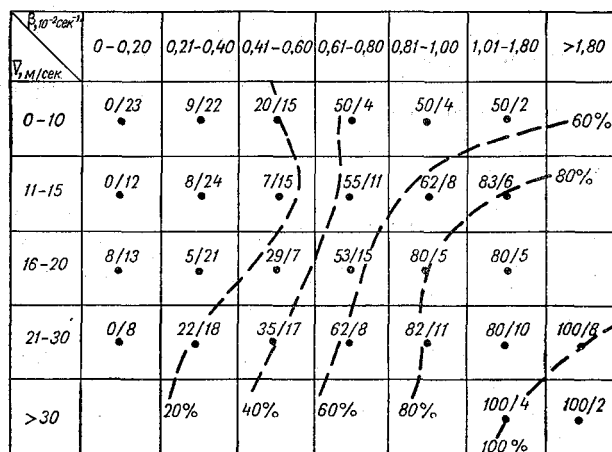


Рис. 2. Повторяемость болтанки $\delta^1, 2, 3$ в зависимости от вертикального сдвига вектора ветра β и средней скорости ветра в слое V . В числителе указаны проценты повторяемости, в знаменателе число случаев; пунктиром обозначены изолинии одинаковой повторяемости болтанки

ным струйным течением. В этом случае у нижней границы велопаузы могут наблюдаться значительные скорости ветра и вертикальные сдвиги. Случай умеренной болтанки, зарегистрированной в такой ситуации на высоте 18 км, описан в [2].

В настоящее время такие характеристики, как высота, скорость и направление ветра на уровне обращения ветра (верхняя граница слоя велопаузы) включены в дополнительную группу кодов для передачи данных температурно-ветрового зондирования, которые могут наноситься на ближайшую изобарическую поверхность 50 мб [5]. Это позволит синоптикам оперативно обеспечивать экипажи самолетов данными о положении уровня обращения ветра на маршруте полета и ожидающимися в слое велопаузы условиями болтанки.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бугаева И. В. Велопауза и режим летней стратосферной циркуляции. Труды ГМЦ, вып. 38, 1969.
2. Булдовский Г. С. Метеорологические условия возникновения болтанки самолетов в стратосфере. Труды ГМЦ, вып. 35, 1968.
3. Булдовский Г. С. Связь турбулентности в стратосфере, вызывающей болтанку самолетов, с вертикальным распределением метеорологических параметров. Труды ГМЦ, вып. 70, 1970.
4. Дубенцов В. Р. Воздушные течения и распределение температуры в стратосфере и мезосфере. Гидрометеиздат, М., 1965.
5. Петренко Н. В. Особенности вертикального распределения ветра в слое 500—10 мб. Труды ГМЦ, вып. 35, 1968.
6. Пчелко И. Г. Об образовании и эволюции летнего стратосферного антициклона в северном полушарии. Метеорология и гидрология, № 12, 1959.

В. Р. МАРФЕЛЬ, Ю. П. ПЕРЕВЕДЕНЦЕВ

О ПОЛЕТЕ ВЕРТОЛЕТА В УСЛОВИЯХ ПЕРЕСЕЧЕННОЙ МЕСТНОСТИ

В связи с полетами вертолетов на малых высотах большое значение приобретает вопрос о технике пилотирования в условиях неоднородной местности при наличии ветра. Особенно большое значение для обеспечения безопасности полета играет понимание роли сильных порывистых ветров, которые в условиях пересеченной местности имеют большую вертикальную составляющую.

Естественно, что основным режимом полета будет горизонтальный с чередованием подъемов и спусков. Здесь мы кратко обобщим некоторые сведения, взятые из работ [1, 2], о влиянии порывов ветра на поведение летящего вертолета.

В случае внезапного встречного порыва вертолет, имеющий скорость полета меньше экономической, поднимется вверх. В случае, когда скорость полета больше экономической, вертолет опустится вниз.

Если будет иметь место внезапный попутный порыв, то в первом случае вертолет опустится, а во втором поднимется.

Если же вертолет находится в режиме набора высоты (наклонном), то при встречном восходящем ветре вертикальная скорость вертолета увеличивается, а при встречном нисходящем — уменьшается. Из последнего замечания видно, что летчик при подходе к препятствию при наличии встречного ветра должен заранее подготовиться к подъему.

Особенности распределения ветра в условиях пересеченной местности, при различных формах последней и различной степени возмущенности самой атмосферы, в большой мере влияют на технику пилотирования.

Переходим к рассмотрению характеристик метеорологических полей для случая обтекания потоком \bar{u} вязкой несжимаемой жидкости орографически неоднородной поверхности. Атмосфера термически стратифицирована. Определим возмущения

в метеорологических полях, вызванные орографией. Решения для простоты будем разыскивать одночленные. Уравнения гидротермодинамики после линеаризации и упрощений примут вид:

$$\left. \begin{aligned} \bar{u} \frac{\partial u}{\partial x} &= -\frac{\partial \Pi}{\partial x} + \nu \frac{\partial^2 u}{\partial z^2}, \\ \bar{u} \frac{\partial v}{\partial x} &= -\frac{\partial \Pi}{\partial y} + \nu \frac{\partial^2 v}{\partial z^2}, \\ \bar{u} \frac{\partial w}{\partial x} &= \frac{g}{T} \cdot T, \\ \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} &= 0, \\ \bar{u} \frac{\partial T}{\partial x} + (\gamma_a - \gamma) w &= \kappa \cdot \frac{\partial^2 T}{\partial z^2}. \end{aligned} \right\} (1)$$

Здесь u, v, w — проекции скоростей соответственно на оси x, y, z ; $\Pi = P/\rho$; P — давление, ρ — плотность; ν — коэффициент кинематической вязкости; κ — коэффициент температуропроводности; γ_a — сухоадиабатический градиент; $\gamma = -dT/dz$; g — ускорение силы тяжести.

Члены без черточек являются символами возмущений отдельных элементов.

В третьем уравнении системы (1) опущен член $\frac{\partial \Pi}{\partial z}$ согласно [3].

Решение задачи ищем в виде

$$f_k = f_{k0}(z) e^{i(mx + ny)}, \quad (2)$$

где $m = 2\pi/L_x$, $n = 2\pi/L_y$, L_x и L_y — масштабы расстояний по осям x, y (размеры масштабов обусловлены характером орографии); i — мнимая единица; $k = 1, 2, \dots$

После подстановки выражения (2) в систему (1) получим:

$$\left. \begin{aligned} \bar{i} m u_0 + i m \Pi_0 - \nu \frac{d^2 u_0}{dz^2} &= 0, \\ \bar{i} m v_0 + i n \Pi_0 - \nu \frac{d^2 v_0}{dz^2} &= 0, \\ \bar{i} m w_0 &= \frac{g}{T} T_0, \\ i m u_0 + i n v_0 + \frac{dw_0}{dz} &= 0, \\ \bar{i} m T_0 + (\gamma_a - \gamma) w_0 &= \kappa \frac{d^2 T_0}{dz^2}. \end{aligned} \right\} (3)$$

Граничные условия системы (3) запишутся в виде:

$$\left. \begin{aligned} u_0(\delta) = 0; \quad v_0(\delta) = 0, \\ u_0(\infty) < \infty, \quad v_0(\infty) < \infty, \\ T_0(\delta) = \theta, \quad T_0(\infty) < \infty. \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

Здесь δ — максимальная высота поверхности; θ — постоянная величина.

Из системы (3) следует, что

$$\omega_0 = -\frac{gl}{umT} \cdot T_0. \quad (5)$$

Определим T_0 из уравнения притока тепла с учетом выражения (5). Уравнение для определения T_0 имеет вид

$$\frac{d^2 T_0}{dz^2} - ia^2 T_0 = 0, \quad (6)$$

где

$$a^2 = \frac{um}{\lambda} - \frac{g(\gamma_a - \gamma)}{\lambda um T}, \quad a^2 > 0.$$

Уравнение (6) имеет решение с учетом (4)

$$T_0 = \theta \cdot e^{\left[\frac{a(1+i)}{\sqrt{2}} (\delta - z) \right]}. \quad (7)$$

Далее ω_0 запишется в виде

$$\omega_0 = -\frac{i\theta g}{umT} e^{\left[\frac{a(1+i)}{\sqrt{2}} (\delta - z) \right]}. \quad (8)$$

Π_0 определяется через T_0 из системы (3)

$$\Pi_0 = \frac{1}{m^2 + n^2} \left[\frac{g}{T} \frac{dT_0}{dz} + i \frac{\nu \cdot g}{umT} \frac{d^3 T_0}{dz^3} \right]. \quad (9)$$

С учетом уравнения (7) получим

$$\Pi_0 = \gamma_1 (1+i) e^{c(\delta-z)}, \quad (10)$$

где

$$\gamma_1 = \frac{a\theta g}{(m^2 + n^2) T \sqrt{2}} \left(1 - \frac{a^2 \nu}{um} \right); \quad c = \frac{a(1+i)}{\sqrt{2}}.$$

Выражение (10) более удобно записать так:

$$\Pi_0 = d e^{c(\delta-z)}, \quad (10')$$

где $d = \gamma_1(1+i)$.

Уравнения для определения u_0 , v_0 имеют вид:

$$\frac{d^2 u_0}{dz^2} - ik^2 u_0 = d_1 e^{c(\delta-z)}; \quad (11)$$

$$\frac{d^2 v_0}{dz^2} - ik^2 v_0 = d_2 e^{c(\delta-z)}, \quad (12)$$

где

$$d_1 = \frac{im}{v} d; \quad d_2 = \frac{in}{v} d; \quad k^2 = \frac{\bar{im}}{v} > 0.$$

Общее решение уравнения (11) записывается в виде

$$u_0 = c' e^{\frac{k(1+i)z}{\sqrt{2}}} + c'' e^{-\frac{k(1+i)z}{\sqrt{2}}} + \frac{d_1}{c^2 - ik^2} e^{c(\delta-z)}, \quad (13)$$

где c' , c'' — произвольные постоянные.

Граничные условия позволяют записать выражение для u_0 в форме

$$u_0 = \frac{im}{v(c^2 - ik^2)} \gamma_1(1+i) \left[e^{c(\delta-z)} - e^{-\frac{k(1+i)}{\sqrt{2}}(\delta-z)} \right],$$

или

$$u_0 = -\frac{m\gamma_1}{v(k^2 - a^2)} (1+i) \times \\ \times \left[e^{\frac{a}{\sqrt{2}}(\delta-z)} (\cos \varphi + \sin \varphi) - e^{\frac{k}{\sqrt{2}}(\delta-z)} (\cos \psi + i \sin \psi) \right]. \quad (14)$$

Здесь

$$\varphi = \frac{a}{\sqrt{2}}(\delta-z) + mx + ny;$$

$$\psi = \frac{k}{\sqrt{2}}(\delta-z) + mx + ny.$$

Как видно из уравнения (12), решение для v_0 запишется в аналогичной форме.

Так как нас интересуют действительные решения, то мы их выделим из выражений для искомых функций (7), (8), (10), (14):

$$T = \theta e^{\frac{a}{\sqrt{2}}(\delta - z)} \cos \varphi; \quad (15)$$

$$\omega = \frac{\theta g}{umT} \cdot e^{\frac{a}{\sqrt{2}}(\delta - z)} \sin \varphi; \quad (16)$$

$$\Pi = \gamma_1 e^{\frac{a}{\sqrt{2}}(\delta - z)} (\cos \varphi - \sin \varphi); \quad (17)$$

$$u = \frac{m\gamma_1}{\nu(k^2 - a^2)} \left[e^{\frac{a}{\sqrt{2}}(\delta - z)} (\sin \varphi - \cos \varphi) + e^{\frac{k}{\sqrt{2}}(\delta - z)} (\cos \psi - \sin \psi) \right]; \quad (18)$$

$$v = \frac{n\gamma_1}{\nu(k^2 - a^2)} \left[e^{\frac{a}{\sqrt{2}}(\delta - z)} (\sin \varphi - \cos \varphi) + e^{\frac{a}{\sqrt{2}}(\delta - z)} (\cos \psi - \sin \psi) \right]. \quad (19)$$

Как видно из формул (15)–(19), орографические неоднородности вызывают в потоке возмущения колебательного характера, затухающие с высотой.

В практике вертолетовождения отмечаются случаи, когда при полете над пересеченной местностью скорость по прибору над холмами была больше, чем на той же высоте между ними. Очевидно, что здесь имеет место взаимодействие вертолета с неоднородной по своим свойствам атмосферой. Раньше мы отме-

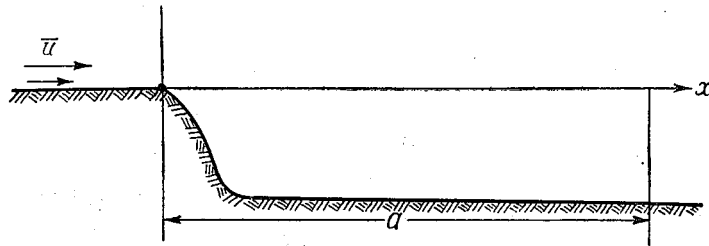


Рис. 1.

чали роль воздушных потоков при наклонном наборе вертолетом высоты, а сейчас рассмотрим качественную картину определения характера потока, имеющего место перед препятствием (с точки зрения летчика).

Допустим, что профиль препятствия имеет вид, изображенный на рис. 1. Стрелками обозначено направление ветра.

Уравнения задачи после упрощений примут вид:

$$\left. \begin{aligned} \bar{u} \frac{\partial u}{\partial x} + w \frac{\partial \bar{u}}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x}, \\ \bar{u} \frac{\partial w}{\partial x} - g \frac{T}{\bar{T}} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y}, \\ \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial w}{\partial z} &= 0, \\ \bar{u} \frac{\partial T}{\partial x} + w (\gamma_a - \gamma) &= 0, \end{aligned} \right\} \quad (20)$$

где $\gamma = d\bar{T}/dz$.

Из системы уравнений (20) легко получается уравнение для определения w

$$\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} + k^2 w = 0, \quad (21)$$

где

$$k^2 = \frac{g(\gamma_a - \gamma)}{\bar{T} \cdot \bar{u}^2} - \frac{1}{\bar{u}} \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial z^2}.$$

Уравнение (21) решаем при следующих граничных условиях:

$$\left. \begin{aligned} w(x, 0) &= -\bar{u} \frac{\partial \eta}{\partial x}, & w(x, H) &= 0, \\ w(0, z) &= 0, & w(a, z) &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (22)$$

Здесь η — форма препятствия; H — высота, на которой возмущения затухают; a — характерное расстояние от препятствия, на котором возмущения затухают.

Уравнение (21) решается методом Фурье. Положив $w(x, z) = \sum_{n=1}^{\infty} w'_n(x) w''_n(z)$, получим два уравнения для определения w'_n и w''_n

$$\frac{d^2 w'_n}{dx^2} + \lambda_n w'_n = 0; \quad (23)$$

$$\frac{d^2 w''_n}{dz^2} + \alpha_n^2 w''_n = 0, \quad (24)$$

где $\alpha_n^2 = k^2 - \lambda_n$; постоянная разделения $\lambda_n = \left(\frac{\pi n}{a}\right)^2$ определяется из уравнения (23) при наличии граничных условий (22).

Величина α_n^2 может принимать либо положительное, либо отрицательное значения.

В том случае, когда $\alpha_n^2 > 0$, имеем

$$\omega(x, z) = \sum_{n=1}^{\infty} \varphi_n [\cos \alpha_n z - \operatorname{ctg} \alpha_n H \cdot \sin \alpha_n z] \sin \frac{\pi n}{a} x. \quad (25)$$

В случае $\alpha_n^2 < 0$

$$\omega(x, z) = \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\varphi_n}{1 - e^{2b_n H}} [e^{b_n z} - e^{b_n (2H - z)}] \sin \frac{\pi n}{a} x, \quad (26)$$

где

$$\alpha_n^2 = -b_n^2, \quad b_n^2 > 0.$$

Здесь мы учли факт возможного разложения граничного значения функции $\omega(x, 0) = -\bar{U} \frac{d\eta}{dx} = \varphi(x)$ в ряд Фурье по схеме:

$$\left. \begin{aligned} \varphi(x) &= \sum_{n=1}^{\infty} \varphi_n \sin \frac{\pi n}{a} x, \\ \varphi_n &= \frac{a}{2} \int_0^a \varphi \xi \sin \frac{\pi n}{a} \xi d\xi. \end{aligned} \right\} \quad (27)$$

Разумеется, что для расчетов вертикальных потоков в подобных случаях надо учесть особенности приземного слоя атмосферы, форму ската. В дальнейшем будет разобран случай, когда учитывается поверхность разрыва, возникающая непосредственно в нижней части препятствия. Очевидно, что реальный процесс сопровождается при некоторых условиях вихреобразованием.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бодиков К. Е., Игнатосян С. А., Аксенов Д. Т. Теория и техника полета вертолета. Воениздат, М., 1961.
2. Яцунович М. С. Аэродинамика вертолета Ми-4. Изд-во «Транспорт», М., 1968.
3. Матвеев Л. Т. Основы общей метеорологии. Гидрометеоздат, Л., 1965.

В. Г. ГЛАЗУНОВ

О ВЛИЯНИИ ВЕРТИКАЛЬНОГО СДВИГА ВЕТРА В НИЖНИХ СЛОЯХ АТМОСФЕРЫ НА САМОЛЕТ, СОВЕРШАЮЩИЙ ВЗЛЕТ ИЛИ ПОСАДКУ

При рассмотрении влияния ветра на самолет, совершающий взлет или посадку, чаще всего принимаются во внимание лишь предельно допустимые величины скорости бокового ветра и угла скоса; изменение ветра с высотой в самом нижнем слое атмосферы, который самолет пересекает после отрыва при взлете или в заключительной стадии приземления, не учитывается [1, 5].

В то же время известно, что в самом нижнем слое атмосферы наблюдаются наиболее резкие изменения ветра с высотой, о чем говорят результаты многочисленных исследований как у нас в стране, так и за рубежом, обобщенные А. С. Дубовым [3]. В некоторых статьях по вопросам авиационной метеорологии имеются высказывания о возможном влиянии изменения направления и скорости ветра с высотой на взлет и посадку самолетов [8].

Существует мнение, что интерес к влиянию вертикальных сдвигов ветра на взлет или посадку (будем далее называть просто «сдвиг ветра») появился именно сейчас и не проявлялся ранее по ряду причин:

1. С развитием средств радионаведения и «слепой посадки» постепенно уменьшается неблагоприятное влияние субъективных факторов, затрудняющих действия пилота (ухудшенная видимость, низкая облачность, туман и т. п.) и поэтому заостряется внимание на объективных, — оказывающих непосредственное влияние на самолет. Среди таких объективных факторов важное место занимает ветер и его распределение с высотой в самом нижнем слое атмосферы.

2. Применение средств автоматической «беспилотной» посадки требует точного учета действия всех объективных факторов

для автоматической коррекции положения самолета на глиссаде снижения. Для обеспечения надежного выхода к точке касания на взлетно-посадочной полосе (ВПП) необходим учет сдвига ветра в нижнем слое [8].

3. С введением метеорологических минимумов категории II и III, согласно Международной организации гражданской авиации (МОГА), значительно повышаются требования к точности выдерживания глиссады снижения и поэтому необходим полный учет всех действующих факторов, в особенности ветра.

4. Развитие авиационной техники приводит к росту скоростей полета. Но по ряду причин существует ограничение посадочной скорости, в связи с чем различие между крейсерской и посадочной скоростями увеличивается с каждым новым типом самолета, в особенности с появлением сверхзвуковой авиации. В этих условиях самолет, аэродинамические качества которого в основном рассчитаны на полет на большой высоте и высокой скорости, вынужден заходить на посадку на малой скорости. Несмотря на ряд применяющихся приспособлений, улучшающих аэродинамические качества самолета при посадке, способность к маневру в случае сноса самолета под влиянием ветра довольно ограничена. Таким образом, для новых типов самолетов, в особенности высокоскоростных, сдвиг ветра может оказаться не менее, а возможно даже более важным фактором при посадке, чем для прежних типов самолетов.

Вопрос о сдвигах ветра в нижнем слое атмосферы был предметом специального обсуждения на заседаниях III и IV сессий Комиссии по авиационной метеорологии (КАМ) Всемирной метеорологической организации (ВМО), проходивших совместно с конференциями по аэронавигации МОГА. На этих заседаниях были сформулированы предложения по проведению исследований сдвигов ветра, ряд рекомендаций и определений, требования по оперативному обслуживанию пилотов информацией о сдвиге ветра в зоне взлета и посадки самолетов [4].

Прежде чем рассматривать вопрос о влиянии вертикального сдвига ветра на самолет, отметим, что мы будем пользоваться определениями и качественными терминами, сформулированными в документах заседаний IV сессии КАМ ВМО. Согласно этим документам, сдвиг ветра — это разность векторов ветра на нижней и верхней границах некоторого слоя. Таким образом, это вектор, который характеризуется как величиной (модулем), отнесенной к определенной толщине слоя, так и направлением. Величина сдвига ветра β соответствует длине отрезка вектора разности ΔV (рис. 1), отнесенной к толщине слоя $\Delta h = H_2 - H_1$ (где H_2 , H_1 — высоты верхней и нижней границ слоя соответственно). Направление сдвига ветра N_β определяется по концу

отрезка-вектора разности скоростей, соединяющемуся с вектором ветра верхнего уровня, как показано на рис. 1 («откуда» направлен вектор сдвига ветра).

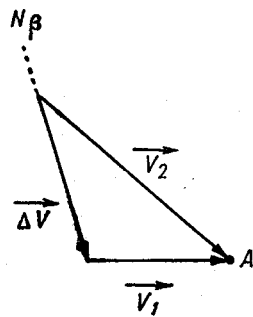


Рис. 1. Векторная диаграмма вертикального сдвига ветра: A — проекция вертикали в пункте наблюдения; V_1 — вектор ветра нижнего уровня; V_2 — вектор ветра верхнего уровня; ΔV — вектор разности скоростей ветра в слое (сдвиг ветра $\beta = \frac{|\Delta V|}{\Delta h}$, где Δh — толщина слоя измерения); $N\beta$ — направление, по которому следует отсчитывать направление вектора сдвига ветра («откуда» направлен вектор сдвига ветра).

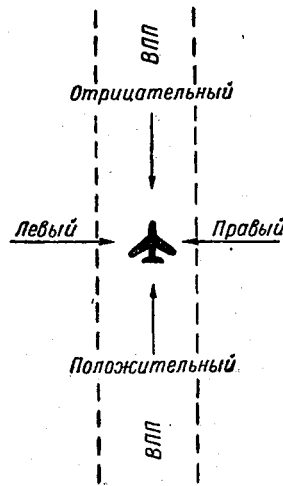


Рис. 2. Качественные термины для передачи сообщений о направлении вектора сдвига ветра относительно оси полета самолета (ВПП) по ВМО и МОГА

Были определены также качественные термины величины сдвига ветра (табл. 1) и направления сдвига ветра относительно направления движения самолета (оси ВПП), как показано на рис. 2.

Таблица 1

Критерии для передачи сообщений о величине сдвига ветра в качественных терминах (по ВМО и МОГА)

Качественный термин величины сдвига ветра	Величина сдвига ветра в различных единицах измерения		
	узлы на 100 фут (30 м)	м/сек на 30 м	сек ⁻¹ (м/сек на 1 м)
Слабый	0—4	0—2	0—0,067
Умеренный	5—8	2—4	0,068—0,138
Сильный	9—12	4—6	0,139—0,206
Очень сильный	>12	>6	>0,206

В связи с тем, что различные авторы часто представляют полученные ими величины сдвигов ветра при различной толщине слоя и различных единицах измерения скорости, необходимо для сравнения результатов производить пересчет величины сдвига из одних единиц измерения в другие. Для этой цели удобно пользоваться номограммой единиц измерения сдвига ветра [2]. Следует иметь в виду, что с помощью этой номограммы нельзя определить, какова будет величина сдвига ветра при одной толщине слоя, если измерения произведены при другой, так как величина сдвига, выраженная в одних и тех же единицах, с увеличением толщины слоя измерения ветра уменьшается, а с уменьшением толщины слоя сдвиг ветра резко увеличивается [2].

Влияние сдвига ветра на полет в нижних слоях атмосферы заключается в том, что самолет, изменяя высоту при взлете или посадке, попадает на уровень, на котором скорость и направление ветра отличаются от предыдущего. Вследствие инерции самолета, некоторое время продолжается движение самолета с прежней путевой скоростью. Но в связи с изменением скорости встречного потока на другом уровне меняется воздушная скорость, а следовательно, и величина подъемной силы. Кроме того, корпус самолета, ориентированный определенным образом относительно направления ветра предыдущего уровня, при перемещении на другой уровень с другим направлением ветра будет уже иначе ориентирован относительно направления ветра этого уровня и поэтому изменится направление движения самолета. Эта тенденция изменения величины подъемной силы и направления движения при пересечении слоя со сдвигом ветра будет тем больше, чем больше величина сдвига ветра в этом слое [2, 6—9].

Наши традиционные представления относительно того, что воздушная скорость не зависит от ветра и корпус самолета всегда ориентирован против потока, в данном случае не пригодны, потому что они предполагают установившееся движение самолета, а в данном случае имеет место неустановившееся движение в потоке с переменными свойствами.

Виккерс [8] указывает, что большинство пилотов, очевидно, не раз испытывали влияние сдвига ветра при взлете или посадке, не понимая причины отклонения самолета от глиссады снижения. Иногда даже высказываются предположения, что причиной того или иного происшествия был сдвиг ветра, но официально это не объявляется. Возможно, это вызвано тем, что почти всегда не имеется надежных данных наблюдений, которые показали бы, какой была величина сдвига ветра в тот момент.

По-видимому, при некоторой достаточно большой величине сдвига ветра описанное выше влияние его на полет при заходе

на посадку или после взлета будет столь существенным, что внесет некоторые трудности в пилотирование, а при сочетании с другими неблагоприятными факторами может стать и опасным. Важно, конечно, знать, наблюдаются ли такие величины сдвига ветра в действительности; как увидим далее, они встречаются в данных наблюдений за ветром.

В работе [9] показано, что при пересечении слоев с большими сдвигами ветра может произойти нарушение устойчивости режима полета с последующими аperiodическими колебаниями самолета, что может быть воспринято пилотом и экипажем самолета как болтанка. Но на больших высотах можно встретить заметное влияние сдвигов ветра на полет только в тех случаях, когда на большой скорости (при $M \sim 1$) происходит пересечение снизу вверх или сверху вниз оси струйного течения.

В нижнем слое атмосферы влияние сдвига ветра на самолет после взлета или при заходе на посадку, по-видимому, будет иметь место даже на небольших взлетно-посадочных скоростях полета в связи с тем, что здесь порядок величин сдвига ветра намного больше, чем в свободной атмосфере. Например, величина сдвига ветра в свободной атмосфере около $0,06-0,07 \text{ сек}^{-1}$ встречается довольно редко и считается очень большой [5, 9], в то время как в нижних слоях атмосферы эта величина является слабой (см. табл. 1) и встречается довольно часто ($\sim 70\%$ от общего числа случаев [2]).

Ряд соображений относительно степени влияния сдвига ветра на взлет или посадку приведен в работе [8] и документах заседаний [6, 7], где обсуждение доведено до оценки изменения величины подъемной силы самолета при пересечении слоя с определенной величиной сдвига ветра. Так, в документах указывается, что при условно взятой величине сдвига, равной 10 узлов на 100 футов высоты (что соответствует $0,17 \text{ сек}^{-1}$), необходимо немедленно производить коррекцию траектории снижения, в противном случае самолет не попадет в точку приземления.

Интересно поэтому было бы посмотреть, насколько может измениться воздушная скорость самолета при пересечении нижнего слоя атмосферы при посадке или взлете, если использовать для аналогичных [6] рассуждений величины, полученные по данным непосредственных измерений ветра в этом слое.

Очень сильный сдвиг ветра ($\beta > 0,206 \text{ сек}^{-1}$) по данным специальных наблюдений по датчикам ДМС (дистанционная метеорологическая станция) на высотах 10 и 30 м над поверхностью земли в аэропорту Внуково (Москва) встречается в среднем в 0,9% от общего числа случаев, достигая весной 1,5% [2]. При воздушной скорости на гласседе $\sim 300 \text{ км/час}$ и угле снижения $\sim 3^\circ$ самолет пройдет указанный слой за время $\sim 5 \text{ сек}$. Следовательно, при соответствующей ориентации вектора сдвига

ветра относительно полосы примерно в 1% случаев на посадке может наблюдаться изменение воздушной скорости на величину, соответствующую векторной разности в слое > 19 км/час (4 м/сек) за время ~ 5 сек, в ту или другую сторону. Можно предположить с большой степенью уверенности, что такое изменение воздушной скорости за столь короткий промежуток времени вызовет довольно заметный эффект, в результате которого изменится траектория полета.

По-видимому, при соответствующем ряде одновременных наблюдений за ветром совместно с взлетом и посадкой можно было бы показать, что причина некоторых неудачных посадок с «перелетом», «недолетом» точки касания или с «уходом» с оси полосы кроется не в небрежности или неподготовленности того или иного пилота, а в том, что он не успел внести коррекцию в траекторию снижения на влияние сдвига ветра при заходе на посадку, потому что реакция самолета была неожиданной и он не располагал предварительной информацией о возможном направлении влияния сдвига ветра. Но, к сожалению, таким рядом наблюдений мы пока не располагаем.

Кроме определенного влияния на самолет, сдвиг ветра может создавать весьма серьезные трудности по выдерживанию самолета на глиссаде снижения. Это можно показать по данным наблюдений на высотной метеорологической мачте Института экспериментальной метеорологии (г. Обнинск), где зафиксирован максимальный сдвиг ветра в слое 8—25 м, равный $0,45$ сек⁻¹. Если провести для этой огромной величины рассуждения, подобные приведенным выше, то мы получим, что за время ~ 4 сек, которое потребуется самолету для пересечения этого слоя, произойдет изменение воздушной скорости на ~ 70 км/час. Можно с уверенностью сказать, что пилоту будет довольно трудно компенсировать влияние сдвига в этом случае, действуя рычагами управления самолета, и ситуация будет близка к опасной. Это говорит о том, что не может быть сомнений относительно важности учета влияния сдвига ветра после взлета и перед посадкой и необходимо не только всестороннее исследование самих сдвигов ветра и их влияния на самолет, но и организация оперативного обслуживания авиации сведениями о сдвигах ветра в нижнем слое, о чем своевременно было указано в документах заседаний КАМ ВМО [4].

В работе [9] было убедительно показано, что пока не удастся теоретическим путем произвести точный количественный учет влияния сдвига ветра, а возможны лишь общие оценки этого влияния. Кроме того, реакция самолета на сдвиг ветра будет очень сильно зависеть от действий пилота по компенсации этого влияния для выравнивания на глиссаде. Поэтому пока можно говорить лишь о качественном характере влияния сдвига ветра

на самолет, т. е. об общей оценке направленности этого влияния в том или ином случае.

Для рассмотрения качественного характера влияния сдвига ветра необходимо устранить эффект действий пилота по выравниванию самолета, чтобы показать, в какую сторону направлено влияние сдвига. Можно рассматривать влияние самого сдвига ветра лишь тогда, когда пилот не меняет положение рулей управления, т. е. не совершается маневра рулями высоты и поворота, а также не меняется сила тяги двигателей — рычаги управления самолетом фиксированы аналогично тому, как это делается при исследовании условий болтанки самолетов на высотах. В этих условиях поведение самолета после взлета или перед посадкой будет в большой степени определяться тем, какова будет величина и направление сдвига ветра в нижнем слое. Как мы увидим далее, качественный характер направленности реакции самолета будет определяться направлением вектора сдвига ветра относительно оси полета самолета (оси ВПП), а степень этой реакции будет определяться величиной сдвига ветра.

Естественно, что степень реакции различных типов самолета на одну и ту же величину сдвига ветра будет различной; кроме того, интересно было бы знать, каковы возможности пилота по компенсации той или иной величины сдвига ветра на различных самолетах. Эти вопросы, помимо того, что они еще не исследованы, не входят в нашу задачу и поэтому мы на них здесь не останавливаемся. Так как степень реакции самолета на ту или иную величину сдвига ветра теоретически не определена, то мы считаем, что чем больше величина сдвига, тем сильнее реакция самолета на него. Поэтому приводим далее только качественный вариант рассуждений относительно направленности влияния направления сдвига ветра, которая будет общей для всех типов самолетов. При этом мы должны проводить рассуждения, используя, конечно, тот случай, когда величина сдвига ветра настолько велика, что она оказывает ощутимое влияние на самолет.

Виды ситуаций, при которых происходит недолет или перелет предполагаемой точки касания на ВПП, рассматривались в ряде работ [6, 7, 8]. Остановимся далее на подробном анализе этих ситуаций, дополнив и обобщив их. При этом нужно иметь в виду, что мы будем рассматривать нижний слой атмосферы от земли до высоты 30—50 м и будем называть уровень верхней границы этого слоя «верхним» уровнем, а уровень вблизи поверхности земли (ВПП) — «нижним».

На рис. 3 показана ситуация, при которой скорость встречного потока на нижнем уровне больше, и поэтому самолет при посадке приходит на этот уровень с завышенной воздушной скоростью (вид сбоку). Это вызывает увеличение подъемной

силы, в связи с чем самолет будет снижаться не по глиссаде 1, а по глиссаде 2 и при посадке произведет касание не в точке A (предполагаемой), а в точке B, т. е. будет наблюдаться перелет предполагаемой точки касания. Аналогичная ситуация наблюдалась бы, если бы самолет заходил на посадку по ветру при

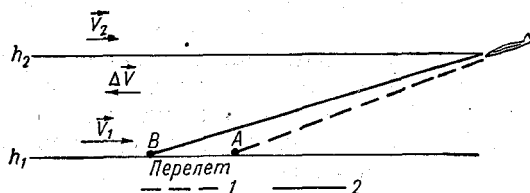


Рис. 3. Распределение ветра по вертикали при положительном сдвиге ветра, создающим ситуацию перелета („подбрасывания“) при посадке или „проваливания“ при взлете (при движении самолета также справа налево). Вид сбоку:

h_1 — нижний уровень (ВПП); h_2 — верхний уровень; \vec{V}_1 и \vec{V}_2 — продольные компоненты ветра на нижнем и верхнем уровнях соответственно; 1 — предполагаемая глиссада снижения при посадке; 2 — действительная глиссада снижения; A — предполагаемая, B — действительная точки касания; ΔV — векторная разность скоростей ветра в слое

ослаблении попутного ветра у земли. И в том, и в другом случаях наблюдается положительный сдвиг ветра (см. рис. 2). Легко показать, что при наборе высоты с положительным сдвигом ветра (если самолет будет двигаться в том же направлении, что и на рис. 3, т. е. справа налево) в связи с уменьшением воздушной скорости самолет будет подниматься ниже предполагаемой траектории набора высоты.

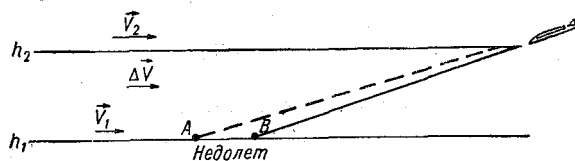


Рис. 4. Ситуация „проваливания“ при посадке (недолет) или „подбрасывания“ при взлете. Пояснения и условные обозначения в подписи к рис. 3

Условно будем называть, что при данной ситуации (положительный сдвиг ветра) при посадке наблюдается «подбрасывание» (перелет), а при взлете «проваливание».

Рис. 4 иллюстрирует обратную ситуацию, возникающую в случае отрицательного сдвига ветра. Аналогичные рассуж-

дения показывают, что при посадке в этом случае будет наблюдаться «проваливание» (недолет), а при взлете (после отрыва) самолет будет набирать высоту по более крутой траектории, т. е. произойдет «подбрасывание». Такая же ситуация возникает, если произойдет увеличение скорости попутного ветра на нижнем уровне. Следовательно, при отрицательном сдвиге ветра во время захода на посадку наблюдается «проваливание» (недолет), а при наборе высоты после взлета — «подбрасывание».

Не менее важным является влияние боковых сдвигов ветра — правого и левого. На рис. 5 показана ситуация, при которой наблюдается левый сдвиг ветра (вид сверху). В этом случае при заходе на посадку при переходе с верхнего уровня на нижний самолет, двигавшийся по составляющей с ветром верхнего уровня \vec{V}_2 вдоль полосы, переместившись на нижний уровень, где наблюдается ветер \vec{V}_1 , будет уже иначе ориентирован относительно ветра и поэтому изменит на-

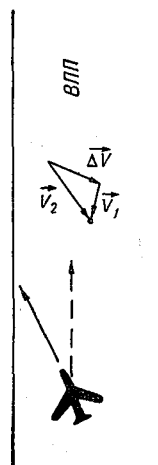


Рис. 5. Распределение ветра по вертикали (левый сдвиг ветра), создающее ситуацию „ухода влево“ при посадке или „ухода вправо“ при взлете:

Точка А — проекция вертикали в пункте наблюдения; остальные условные обозначения см. рис. 3.

правление движения. В данном случае самолет, переместившись на нижний уровень, начнет движение в ту сторону, куда был ориентирован его корпус — начнется движение влево от оси ВПП, т. е. при данной ситуации наблюдается «уход влево».

Аналогично можно показать, что после отрыва при взлете с левым сдвигом ветра при переходе на верхний уровень, где наблюдается ветер \vec{V}_2 (самолет движется в ту же сторону), начнется снос вправо в связи с тем, что корпус самолета был ориентирован вначале вдоль ВПП, а затем начнется снос в ту сторону, куда направлен ветер относительно ВПП, т. е. вправо. Следовательно, при левом сдвиге ветра на посадке будет наблюдаться «уход влево», а при взлете — «уход вправо».

Рассматривая распределение ветра при правом сдвиге ветра (в этом случае рисунок будет зеркальным отражением рис. 5, поэтому мы его не приводим), можно точно таким же образом показать, что при правом сдвиге ветра во время захода на посадку будет наблюдаться «уход вправо», а после взлета — «уход влево».

Для более наглядного представления о характере реакции самолета в зависимости от направления вектора сдвига ветра служит круговая диаграмма, приведенная на рис. 6. Диаграмма построена относительно оси полета самолета до влияния сдвига (оси ВПП); она позволяет определить качественный характер реакции самолета на сдвиг ветра в зависимости от направления

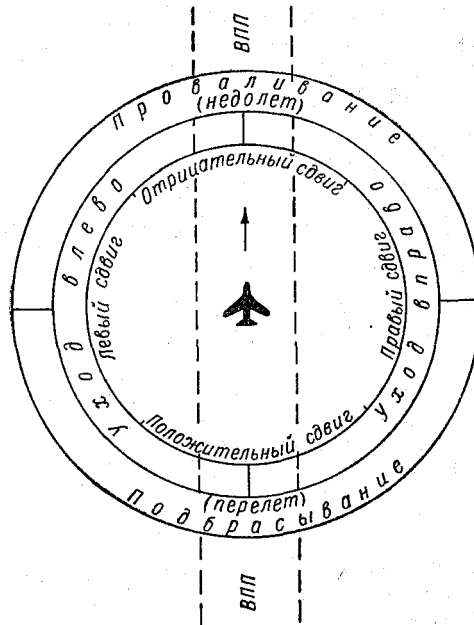


Рис. 6. Диаграмма качественного характера реакции самолета при посадке в зависимости от направления вектора сдвига ветра относительно оси движения самолета (оси ВПП)

вектора сдвига ветра относительно ВПП или оси полета самолета при посадке.

Так как при взлете, как мы видели выше, характер реакции самолета является противоположным тому, который наблюдается при посадке, то поэтому для определения реакции при взлете необходимо пользоваться диаметрально противоположной стороной диаграммы.

Сдвиг ветра по направлению вектора относительно ВПП может быть, например, одновременно положительным и правым, и поэтому соответствующая этой ситуации реакция самолета при посадке будет двойной: будет наблюдаться подбрасывание (перелет) с одновременным уходом вправо и т. п.

Таким образом, диаграмма на рис. 6 дает наглядное представление о том, каков будет качественный характер реакции самолета во время захода на посадку или после взлета при различном направлении вектора сдвига ветра в нижнем слое атмосферы над ВПП в зоне аэродрома. Величина вектора сдвига ветра при этом будет характеризовать, насколько ощутимой будет эта реакция.

По-видимому, большее внимание нужно обращать на влияние сдвига ветра во время захода на посадку, чем при взлете, так как при посадке требуется вполне определенная, достаточно высокая точность выхода на ось ВПП и в точку касания, в то

время как при наборе высоты допускаются отклонения от установленной траектории в достаточно широкой зоне.

Можно предположить, что при взлете имеет значение также учитывать сдвиг ветра в том случае, когда самолет тяжело нагружен и с трудом набирает высоту после отрыва, или, например, если при высокой температуре и малом давлении (при малой плотности воздуха), что особенно важно для высокогорных аэродромов, едва хватает ВПП для отрыва. В этих условиях важно знать, не произойдет ли под действием сдвига ветра дополнительное снижение траектории набора высоты, которое могло бы привести к опасным последствиям (близость строений, растительность, рельеф и т. п.), на что справедливо указывал автор работы [8]. Кроме того, бывает важно знать, при каких условиях увеличивается скороподъемность самолета, когда желательно достигнуть максимальной скорости подъема на высоту полета.

В настоящее время имеется настоятельная необходимость дать хотя бы предварительные рекомендации по оперативному обслуживанию пилотов сведениями о сдвигах ветра в нижней атмосфере при выполнении захода на посадку или непосредственно перед взлетом. Кроме того, можно часто встретить еще непонимание характера влияния сдвига ветра на самолет. В связи с этим в методическом письме № 6 Московского главного авиаметеорологического центра (МГАМЦ) [2] была помещена специальная статья, в которой дается ряд разъяснений и рекомендаций.

Исследование вертикальных сдвигов ветра должны ответить на вопрос, как определить величину и направление вектора сдвига ветра по косвенным данным, когда не имеется непосредственных измерений ветра на границах слоя. Это можно было бы сделать при выяснении зависимости сдвига ветра от общей синоптической ситуации, скорости приземного и геострофического ветра, градиента температуры и др. Необходимо выяснить условия, при которых наблюдаются опасно большие сдвиги ветра. С этой целью проводятся исследования как у нас в стране (Гидрометцентр СССР, Ленинградский гидрометеорологический институт, Государственный Научно-исследовательский институт гражданской авиации, Среднеазиатский научно-исследовательский гидрометеорологический институт и другие), так и за рубежом. Они помогут нам подойти к решению задачи краткосрочного прогноза величины сдвига ветра в нижних слоях атмосферы.

В свою очередь, аэрогидродинамикам предстоит теоретическим или экспериментальным путем выяснить влияние сдвига ветра на самолет при пересечении нижнего слоя атмосферы во время захода на посадку или после взлета с точки зрения точного количественного учета этого фактора.

ЛИТЕРАТУРА

1. Баранов А. М., Мазурин Н. И., Солонин С. В., Янковский И. А. Авиационная метеорология. Гидрометеиздат, Л., 1966.
2. Глазунов В. Г., Дмитриевская Н. С. Вертикальные сдвиги ветра в нижнем слое атмосферы в районе аэропорта Внуково. Методическое письмо № 6, Московский главный авиаметеорологический центр. Гидрометеиздат, М., 1969.
3. Дубов А. С. Изменения ветра, температуры и характеристик турбулентности в нижнем километровом слое. WMO Technical Note No. 95 — Aeronautical Meteorology, 1969.
4. Петренко Н. В. Решения четвертой сессии комиссии авиационной метеорологии Всемирной метеорологической организации. Метеорология и гидрология, № 6, 1968.
5. Наровлянский Г. Я. Авиационная климатология. Гидрометеиздат, Л., 1968.
6. Влияние вертикального сдвига ветра на самолет. Документ № 50 IV сессии КАМ ВМО, Монреаль, 1967.
7. Effects of wind vertical gradient during final approach. AU Weather L and T off 3, part 2, vol. 1, No. 54. IATA, Montreal, 1967.
8. Vickers T. K. Low attitude wind shear. AOPA PILOT, No. 3, 1966.
9. Zbrozek J. K. Aircraft behaviour in a vertical gradient of wind velocity. Aeronaut. Quart., 14, No. 3, 1963.

В. М. ШАПАЕВ

АВИАЦИЯ КАК ЗВЕНО В СИСТЕМЕ СБОРА ИНФОРМАЦИИ О СОСТОЯНИИ АТМОСФЕРЫ И ПОВЕРХНОСТИ МИРОВОГО ОКЕАНА

Известно, что в результате воздействий извне и контакта, существующего на границе между водной и воздушной оболочками земного шара, в Мировом океане и атмосфере над ним непрерывно зарождаются весьма сложные процессы теплового и динамического взаимодействия, в котором невозможно отделить причину от следствия. Это дает основание рассматривать Мировой океан и атмосферу не только как неразрывную двухслойную автоколебательную систему, в которой атмосфера отличается многими степенями свободы по сравнению с Мировым океаном, более медлительным в своих движениях, но и как единую гигантскую энергетическую систему, где тепловая энергия, поступающая от Солнца, превращается в энергию движения.

Вертикальный обмен теплом, влагой и энергией движения между Мировым океаном и атмосферой, а также горизонтальный перенос различных по своим физическим свойствам воздушных и водных масс, формируют многообразие погоды и многолетний режим состояний различных слоев атмосферы над Мировым океаном. Познание закономерностей процессов, протекающих в атмосфере, на поверхности и в глубинных слоях Мирового океана, предполагает широкое использование соответствующей гидрометеорологической информации. Это указывает на комплексный характер исследований Мирового океана и атмосферы, примером которого является осуществленное в 1969 г. Соединенными Штатами Америки обследование района Атлантического океана площадью 300 кв. миль, расположенного восточнее о-ва Барбадос. В этом районе производился сбор гидрометеорологической информации от верхних слоев атмосферы до дна океана, используя для этого метеорологические

спутники, 10—20 самолетов, 5—7 кораблей и океанографические буи [26].

Однако одних только экспедиционных данных для изучения взаимодействия Мирового океана и атмосферы над ним далеко недостаточно. Для этого необходимы и другие источники информации, использование которых позволяет дополнять и расширять метеорологические данные, поступающие от действующей, но принципиально недостаточной сети наблюдений на акваториях океанических районов. В этом отношении определенный интерес представляют такие подвижные средства для носителей гидрометеорологических датчиков и визуальных наблюдений, как самолеты транспортной авиации, позволяющие осуществлять горизонтальное зондирование атмосферы по курсу и высоте полета. Еще большая роль в сборе информации о состоянии атмосферы на разных уровнях над Мировым океаном, а также об особенностях его поверхности в различных географических районах принадлежит самолетам специального назначения, осуществляющих как горизонтальное, так и вертикальное зондирование атмосферы по высотам и маршрутам полетов, включая наблюдение над морской поверхностью.

По сведениям Международной ассоциации транспортной авиации (ИАТА), на сентябрь 1968 г. в эксплуатации находилось 3810 самолетов, принадлежащих 92 зарубежным авиакомпаниям, обеспечивающих воздушное сообщение над различными участками акватории Мирового океана, включая окраинные моря, заливы и проливы [28]. Некоторые характеристики этого самолетного парка отражены на предлагаемой схеме (рис. 1). Нижняя часть схемы дает представление о «прописке» авиакомпаний и принадлежащих им транспортных самолетов по различным географическим районам земного шара. Так, например, в западном полушарии (Северная, Центральная и Южная Америка) находилось 27 авиакомпаний (почти 30%), распоряжающихся 2100 транспортными самолетами, что составляет 55% самолетного парка упомянутых выше 92 авиакомпаний. Сравнительная оценка технических возможностей авиакомпаний показывает, что на долю 15 авиакомпаний США и Канады приходилось 1743 транспортных самолета, в то время как 12 авиакомпаний Центральной и Южной Америки (Аргентина, Бразилия, Венесуэла, Колумбия, Куба, Перу, о-в Тринидад, Чили) имели в своем распоряжении всего 357 транспортных самолетов. В восточном полушарии (Европа, Ближний, Средний и Дальний Восток, Африка и Австралия) действовало 65 авиакомпаний, обладавших 1710 транспортными самолетами. Из этого числа в Европе было 24 авиакомпании, использовавших 951 самолет, т. е. 55% от числа «прописанных» в этом районе. На Ближнем, Среднем и Дальнем Востоке, хотя и существует 20 авиакомпаний (в этом отношении данный географический

район немного уступает Европе), но число эксплуатируемых ими самолетов не превышало 384, т. е. в 2,4 раза меньше, чем у европейских авиакомпаний. Еще большую диспропорцию между числом авиакомпаний и действующим самолетным парком можно наблюдать в Африке, где у 16 авиакомпаний имелось только 210 транспортных самолетов. В Австралии 5 авиакомпаний эксплуатировали 165 транспортных самолетов. Приведенные материалы показывают, что авиакомпании Европы и Северной Америки, обладая 70% всего самолетного парка 92 авиакомпаний, играют основную роль в воздушных сообщениях над акваторией Мирового океана.

Этот вывод подтверждается процентным соотношением транспортных самолетов по типу двигателя, находящихся в эксплуатации авиакомпаний (рис. 1). В подавляющем большинстве это турбореактивные самолеты (61%) и в значительно меньшей степени турбовинтовые и винтомоторные самолеты (18 и 21% соответственно). Однако указанные соотношения существенно меняются, если принимать во внимание различные географические районы и авиакомпании. Так, в Северной Америке, в авиакомпаниях США и Канады, среди использовавшихся самолетов 84% относились к турбореактивным (самолеты типа «Боинг» и «Дуглас»), 11% составляли турбореактивные (типа «Виккерс» и «Локхид») и 5% относились к винтомоторным (все типа «Дуглас»). Такое соотношение между транспортными самолетами выдерживалось и в европейских авиакомпаниях, но только в несколько иных пропорциях (59% турбореактивные, среди которых самолеты типа «Боинг», «Дуглас», «Каравелла» и «Конвэр», 24% турбовинтовые, преимущественно типа «Виккерс» и «Хаукер-Сидентли» и 17% винтомоторные, значительную долю из них составляли самолеты типа «Дуглас»). В авиакомпаниях остальных географических районов типичен большой удельный вес винтомоторных транспортных самолетов. Например, в Африке самолеты этого типа составили 63% (преимущественно марки «Дуглас»), а турбовинтовые и турбореактивные только 19 и 18% соответственно (первые в основном типа «Боинг» и «Каравелла», вторые главным образом модели «Виккерс» и «Фоккер»). Примерно такое же положение было в авиакомпаниях Центральной и Южной Америки, где доля винтомоторных самолетов составляла 53% (преимущественно типа «Дуглас»), турбореактивных 24% и турбовинтовых 23% (среди первых самолетов типа «Боинг» и «Конвэр», а во второй группе самолеты марки «Виккерс» и «Хаукер-Сидентли»). Районы Ближнего, Среднего и Дальнего Востока, а также Австралия занимали в этом отношении промежуточное положение. Здесь авиакомпании имели приблизительно равное количество самолетов всех трех групп (37—30% турбореактивные, среди которых больше половины типа «Боинг» и «Конвэр»,

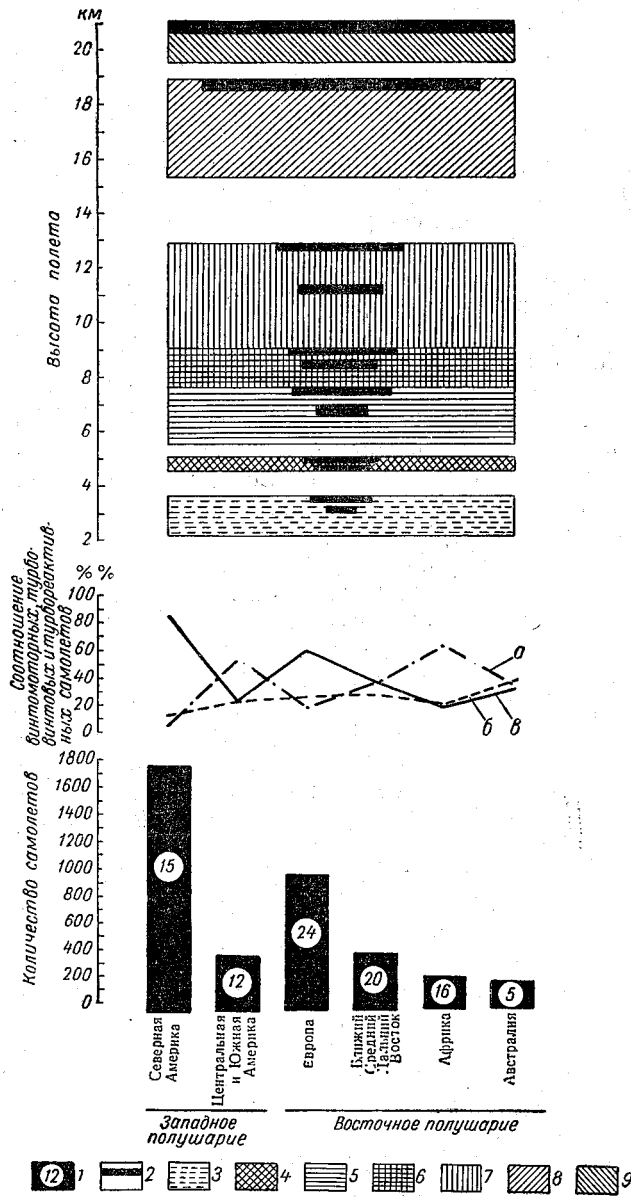


Рис. 1. Структура мировой транспортной авиации по данным ИАТА на сентябрь 1968 г.:

1 — количество транспортных самолетов в определенных географических районах. Цифры в кружке — число авиакомпаний; 2 — скорость транспортных самолетов, выраженная в виде расстояния, покрываемого за час полета на крайней скорости. Масштаб: 1 см = 72 мили; 3 — высота и мощность слоя атмосферы, в котором летают винтомоторные самолеты; 4 — высота и мощность слоя атмосферы, используемые некоторыми типами турбовинтовых самолетов; 5 — высота и мощность слоя атмосферы, где летают турбовинтовые самолеты; 6 — высота и мощность слоя атмосферы, в котором совершают полеты как турбовинтовые, так и турбореактивные самолеты; 7 — высота и мощность слоя атмосферы, предназначенно турбореактивным самолетам; 8 — высота и мощность слоя атмосферы, где будут происходить полеты сверхзвукового транспортного самолета „Конкорд“; 9 — высота и мощность слоя атмосферы, предназначенные для использования сверхзвуковым транспортным самолетом типа „Бойнг-270Г“; а — винтомоторные; б — турбовинтовые; в — турбореактивные.

28—36% — турбовинтовые, из них $\frac{1}{5}$ часть самолеты типа «Фоккер» и 35—34% винтомоторные, примерно $\frac{1}{3}$ часть типа «Дуглас».

С подразделением транспортных самолетов по типу двигателя тесно связаны их крейсерская скорость и высота полета. Представление об этом дает верхняя часть рис. 1, где изображены изменения расстояний, покрываемых за 1 час полета на крейсерской скорости, а также слои атмосферы, в которых летают самолеты. Из рис. 1 видно прогрессирующее возрастание крейсерской скорости транспортных самолетов и слоистость зон их полета, располагающихся на различных высотах в атмосфере, относительно уровня Мирового океана. Наименьшими крейсерскими скоростями обладают винтомоторные самолеты (144—313 морских *миль/час* или 225—501 *км/час*), летающие на высотах до 2135—3660 м. Следующий, небольшой по мощности, слой атмосферы между 4550—5100 м высоты, используется некоторыми из турбовинтовых самолетов, крейсерская скорость которых колеблется в пределах 266—378 морских *миль/час* (428—579 *км/час*). В слое атмосферы от 5500 до 12 800 м летает основная масса турбовинтовых и турбореактивных самолетов. В зависимости от типа двигателя самолета, этот слой можно подразделить на несколько зон. Первая из них находится на высоте 5500—7600 м. Здесь летают турбовинтовые самолеты с крейсерской скоростью от 276 до 504 морских *миль/час* (444—815 *км/час*). Выше, между 7600—9000 м располагается зона, где летают не только турбовинтовые, но и турбореактивные самолеты, крейсерская скорость полета их колеблется в пределах 389—545 морских *миль/час* (625—900 *км/час*). Зона между 9000—12800 м «принадлежит» почти исключительно турбореактивным самолетам, крейсерская скорость которых находится в пределах 450—619 морских *миль/час* (585—990 *км/час*) [23].

Пространственное расположение слоев атмосферы, «занятых» полетами транспортных самолетов, зависит от распределения маршрутов воздушных сообщений. По состоянию на февраль—май 1968 г. имелось около 2000 воздушных путей, трассы которых шириной 16,6 морских миль каждая пролегают над акваториями Атлантического, Индийского и Тихого океанов, их окраинными морями, заливами, проливами, а также прибрежными участками суши. Из этого числа авиалиний свыше 60% проходят над акваторией Атлантики, несколько меньше — 20% над Индийским и больше 20% над Тихим океанами. Эти воздушные пути связывают более чем 550 аэропортов разных стран, расположенных как в береговой зоне, так и в удаленных от моря участках материков и островов восточного и западного полушарий [33].

На основе этих данных была составлена карта-схема авиалиний над Мировым океаном (рис. 2), принимая во внимание

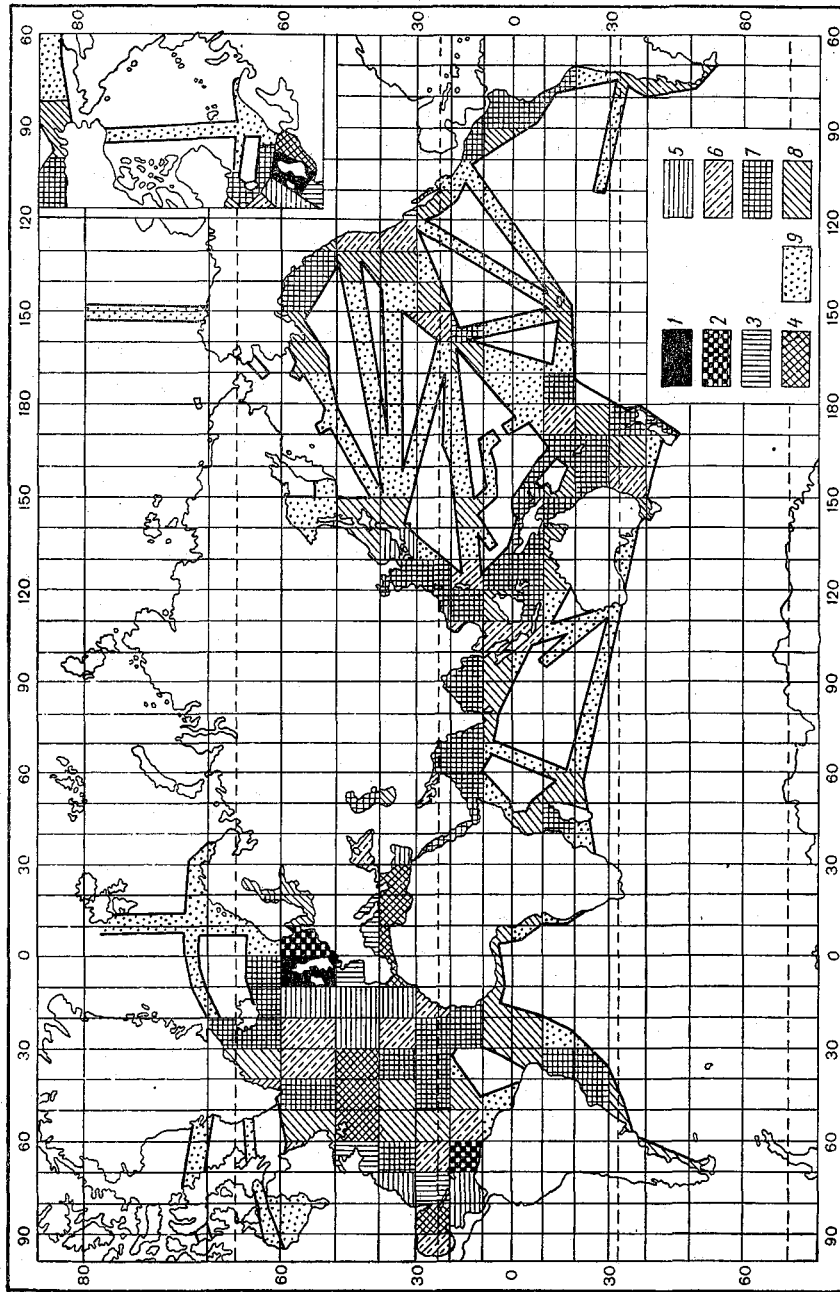


Рис. 2. Плотность воздушных путей над акваторией Мирового океана, рассчитана для площади 10° квадрата сетки Марсдена. Число авиатрасс, приходящихся на один квадрат сетки Марсдена:

1 — от 140 и больше; 2 — от 79 до 80; 3 — от 59 до 60; 4 — от 39 до 40; 5 — от 19 до 20; 6 — от 9 до 10; 7 — от 4 до 5; 8 — от 2 до 3; 9 — от 1 до 2.

следующие соображения: акватории океанов, включая окраинные моря, заливы и проливы были разделены на 10-градусные квадраты сетки Марсдена, употребляемые обычно для обработки аэрологических данных с целью оценки многолетнего режима состояния атмосферы. Затем в каждом квадрате было подсчитано количество пролегающих через него отрезков авиатрасс, а также и целых маршрутов, если протяженность последних «укладывалась» в границах квадрата. Это позволило установить своеобразную плотность путей воздушных сообщений и особенности их распределения над Атлантическим, Индийским и Тихим океанами, включая окраинные и средиземные моря, заливы и проливы.

Из рис. 2 видно, что пространственное размещение воздушных путей над акваториями Атлантического, Индийского и Тихого океанов характеризуется различной плотностью, отражающей существующие экономические связи между многими государствами мира. По этой причине имеются воздушные бассейны, где маршруты самолетов сливаются в пучки или образуют очень густую паутину и наряду с этим встречаются участки воздушного пространства, которые пересекаются несколькими или одной авиалиниями. Имеются также обширные зоны атмосферы, лежащие вне сферы деятельности транспортной авиации.

Наиболее насыщен авиалиниями воздушный бассейн над Атлантическим океаном. Здесь находятся области максимальной концентрации последних на единицу выбранной площади. Это преимущественно авиалинии или отрезки их, располагающиеся над небольшими участками водного пространства, окружающего Британские о-ва (свыше 140), затем над Северным морем и водами, омывающими один из участков северного берега Южной Америки, а также район Антильских о-вов (139—80). Значительная плотность воздушных путей или участков их (79—60) наблюдается в атмосфере над Бискайским заливом, Адриатическим морем, северной частью Средиземного моря и акваторией океана, окружающей часть Больших Антильских о-вов, о-в Кубу и примыкающей к полуострову Флорида. Такая же плотность авиалиний над водами, находящимися южнее полуострова Лабрадор. Обращает на себя внимание межконтинентальный «воздушный мост», соединяющий Европу и Северную Америку. В западной его части, у восточных берегов США (30—40° с. ш.), сравнительно небольшое скопление воздушных путей или их отрезков (39—30) заметно увеличивается над Атлантическим океаном между 40—50° с. ш. (59—40) и затем по мере приближения к Европе снова уменьшается до 39—30 за счет расширения по площади от берегов Африки (30° с. ш.) до 60° с. ш. Такая же величина плотности маршрутов самолетов отмечается над водами Карибского моря, восточной частью

Мексиканского залива, Средиземного моря и юго-западной частью Балтики. Над остальными районами Атлантики, прибрежными водами западного берега Африки и восточного берега Южной Америки, акваторией Балтийского моря, бассейнами Черного и Каспийского морей плотность воздушных путей и их отрезков невелика (от 29—20 до 5—1 авиалинии). Последняя градация плотности маршрутов самолетов особенно характерна для самых северных районов Атлантики, откуда берут начало и трансарктические авиалинии на Аляску и далее к берегам Японии.

Таким образом, для Атлантического океана, наряду с большой насыщенностью, характерна и резкая изменчивость плотности воздушных путей, включая существование «белых пятен» (на севере и у северного берега Южной Америки). Это своеобразные очаги «воздушных пустынь», над которыми самолеты транспортной авиации не летают.

Воздушный бассейн над Индийским и Тихим океанами по плотности воздушных путей представляет очень заметный контраст в сравнении с Атлантикой. Он выражается в значительно меньшей концентрации авиалиний на единицу площади, более ограниченным расположением их в пространстве, существенном увеличении числа и размеров «воздушных пустынь», особенно над акваторией Тихого океана. Максимальная концентрация плотности авиалиний или их участков (39—30) отмечается над частью вод Японского моря и примыкающего с юга к Японским островам района акватории Тихого океана. Значительная для воздушного бассейна над этими океанами концентрация авиалиний (29—20) имеет место над водами в районе полуострова Малакка и частью Малайского архипелага, в зоне Филиппинских островов и над акваторией Тихого океана, соприкасающейся с западным побережьем США (между 30—50° с. ш.) и Гавайскими островами. Такое же положение наблюдается над водным пространством в районе островов Фиджи и у юго-восточного берега Австралии. Однако плотность авиалиний (19—10 и отчасти 5—1), располагающихся к тому же над районами Индийского океана, примыкающими к берегам континентов, а также над водными пространствами среди архипелагов и у отдельных островов, является преобладающей над Тихим океаном. К этой особенности распределения путей воздушных сообщений прибавляется еще большее распространение минимальной плотности авиалиний (5—1), включая и трансокеанские маршруты транспортных самолетов.

Следует также отметить, что над огромными пространствами Атлантического, Индийского и Тихого океанов в южном полушарии простирается «воздушная пустыня», которая лишь эпизодически посещается самолетами специального назначения. Кроме большой неравномерности в пространственном распре-

лени и плотности авиалиний над акваториями Атлантического, Индийского и Тихого океанов, существенный интерес представляет оценка степени использования этих воздушных путей упомянутыми выше 92 авиакомпаниями. Этот параметр характеризуется некоторыми условными показателями, которые представляют собой частное от деления количества авиалиний в одном 10-градусном квадрате сетки Марсдена на число индексов (опознавательных знаков) авиакомпаний, относящихся к тому или иному маршруту. Результаты подсчетов были также объединены в форму карты-схемы (рис. 3).

Сопоставление рис. 2 и 3 показывает, что над некоторыми участками акваторий Атлантического, Индийского и Тихого океанов существует резкое различие между плотностью и степенью использования воздушных путей авиакомпаниями. Это, к примеру, водные пространства в районе о-вов Рюкю с прилегающими к ним с запада и востока акваториями Тихого океана и Восточно-Китайского моря соответственно, где плотность авиалиний минимальна. Отмечается максимальная степень их использования авиакомпаниями (показатель 5,0 и больше). Она несколько снижается (показатель 4,9—4,0) над водами, омывающими берега юго-восточного Китая, северо-востока Индии (район Калькутты — Бенгальский залив), а также над районом акватории Атлантического океана, примыкающего к восточному берегу Южной Америки, начиная от дельты Ла-Платы до 30° ю. ш. Для всей этой области характерно повышение, в частности для первых двух районов, плотности воздушных путей по квадратам сетки Марсдена. Совершенно иное положение наблюдается над Атлантическим океаном (северное полушарие), включая Северное, южную часть Балтийского, западную половину Средиземного морей, а также Мексиканский залив. Здесь при максимальной и значительной плотности воздушных путей степень использования каждого из них авиакомпаниями минимальна (показатели от 2,4 до 1,0). В этом отношении особенно типична полоса Северной Атлантики между 50—60° с. ш., где плотность авиалиний растет с востока на запад, а степень их использования остается минимальной.

Над остальными акваториями океанов отмечается та или иная степень использования авиалиний, более или менее согласующаяся с соответствующей плотностью их. Полное совпадение обоих параметров (минимальные плотность воздушных путей и степень использования) существует над значительными участками акваторий Индийского и в особенности Тихого океанов.

В итоге можно отметить, что как плотность авиационных маршрутов, так и степень использования их различными авиакомпаниями во многом зависит от политических и экономических факторов, определяющих международную обстановку. От

этих же причин зависит существующая на воздушных путях напряженность перевозок (беспосадочных и транзитных), а также неравномерность пассажирских и грузовых потоков по направлениям и отдельным участкам воздушных линий. Одним из районов Мирового океана, воздушный бассейн над которым особенно насыщен движением самолетов транспортной авиации, является Северная Атлантика. Так, например, 18 июня 1966 г. на 75 маршрутах, связывающих авиасообщением Западную Европу с Канадой и США, в 2 час. 30 мин. по Гринвичу в полете находилось 75 рейсовых реактивных самолетов (местонахождение которых дано на рис. 4), не считая других 75—100 самолетов как военных, так и транспортных, летавших в то же самое время [27]. В целом же за 1966 г. на североатлантических воздушных путях транспортными самолетами государств — членов ИАТА сделано с востока на запад и с запада на восток 51 464 пассажирских и 5910 грузовых рейсов [24].

В настоящее время, кроме транспортной, получает быстрое развитие авиация для выполнения полетов с деловыми и туристическими целями. Такого рода полеты приобретают большое распространение и осуществляются теперь не только в рамках национальных границ, но и между различными государствами [5].

Существенное влияние на регулярность и безопасность движения современных транспортных и других самолетов, а также эффективность и экономичность операций гражданской авиации оказывают погодные-климатические условия как во время крейсерского полета самолетов по маршрутам различной протяженности над акваторией Мирового океана, так и особенно в фазе взлета и приземления в районах аэропортов на суше. В этом отношении решающая роль принадлежит таким метеорологическим элементам или их комплексам, как большие скорости ветра на высотах, сильные фронтальные шквалы, грозы, турбулентность и обледенение. Некоторое влияние на эффективность работы двигателя оказывают давление и особенно температура воздуха не только непосредственно, но и через плотность слоев атмосферы, в которых находится самолет. То или иное сочетание этих метеорологических элементов, их пространственно-временная изменчивость создают простые или сложные условия погоды как во время полета самолета, так и во время взлета и приземления. Поэтому очень часто, чтобы избежать встречи с такими явлениями погоды, как обледенение, грозы, сильная турбулентность, экипаж самолета меняет маршрут или эшелон полета. Отсюда следует, что выбор и использование наивыгоднейших воздушных путей имеет очень большое значение в деятельности гражданской авиации. В сложных условиях погоды взлет и особенно приземление самолета в аэропортах становятся возможными, если на борту самолета и на аэродроме

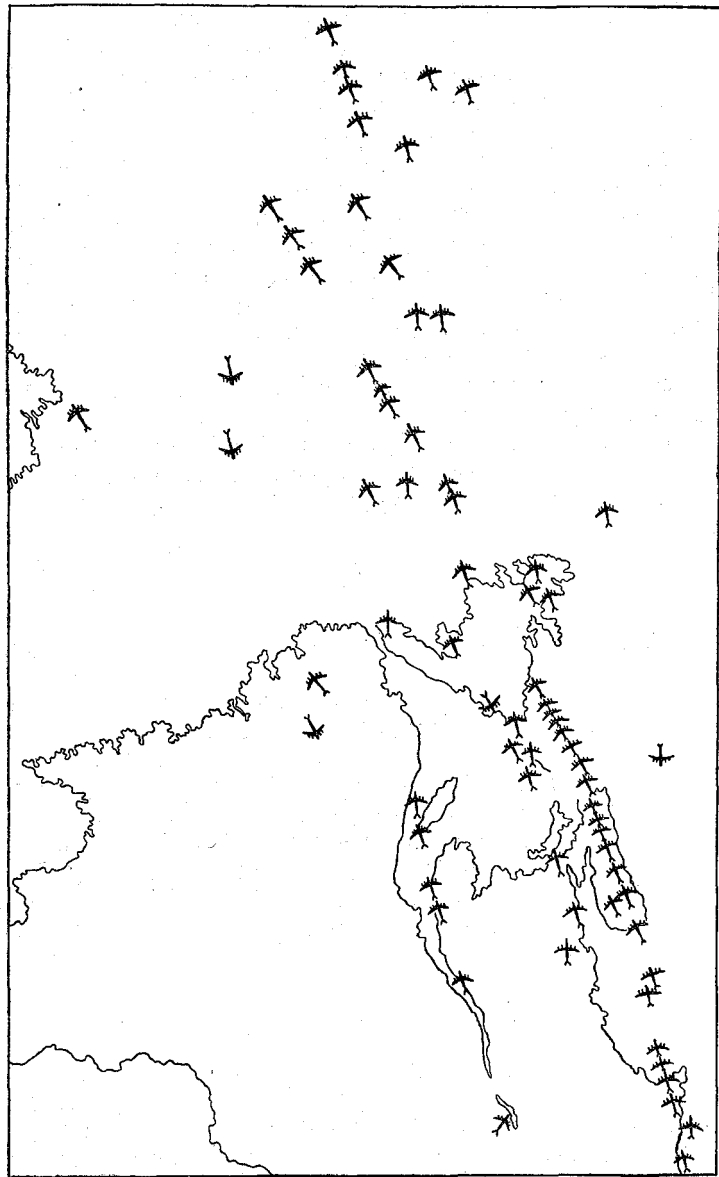


Рис. 4. Насыщенность движения транспортных самолетов на маршрутах, связывающих Канаду и США с Западной Европой. По состоянию на 2 час. 30 мин. по Гринвичу 18 июня 1966 г.

имеется специальная аппаратура. Кроме того, для обеспечения полной безопасности взлета и приземления самолета, а также крейсерского полета его по маршруту существуют предельные метеорологические условия (минимумы погоды), критерии которых устанавливаются в зависимости от типа рельефа сухопутного участка трассы, характера навигационного обеспечения авиатрасс, типа самолета и подготовленности экипажа. По этим причинам воздушная навигация обеспечивается большим количеством радио- и метеостанций на суше и кораблями погоды на акватории Мирового океана, а также различными прогнозами погоды [5, 9].

Существующая на воздушных путях напряженность перевозок (беспосадочных и транзитных) предопределяет очень большую многочисленность полетов скоростных самолетов, которая продолжает возрастать примерно на 10—12% в год. Это означает, что через каждые 7 лет количество полетов увеличивается в 2 раза, т. е. тенденция к увеличению скорости, высоты, количества и дальности полетов, наметившаяся как в транспортной, так и в авиации общего назначения, будет сохраняться и в последующие годы. Она создает соответствующие предпосылки для дальнейшего развития воздушных сообщений над акваторией Мирового океана, отражающиеся на количественном и качественном изменении самолетного парка. Как показывают данные о заказах на транспортные самолеты, сообщаемые 60 зарубежными авиакомпаниями (18 — в Европе, 16 — в Северной Америке, 8 — в Центральной и Южной Америке, 3 — в Африке, 11 — на Ближнем, Среднем и Дальнем Востоке и 4 — в Австралии), намечается ввести в эксплуатацию 1013 турбореактивных и турбовинтовых самолетов, из которых на долю авиакомпаний США и Канады приходится 571, Европы — 244, Ближнего, Среднего и Дальнего Востока — 128, Центральной и Южной Америки — 38, Австралии — 19 и Африки — 13 [28].

Рост пассажирских перевозок обуславливает создание более крупных, чем современные, пассажирских лайнеров, обладающих еще более высокими скоростями. Примером таких самолетов является американский пассажирский лайнер «Боинг-747», оснащенный четырьмя турбовинтовыми двигателями. Этот самолет летает со скоростью 625 миль/час (1000 км/час), радиус действия его более 5000 миль, а средняя грузоподъемность «Боинга-747» составляет 374 человека [11].

Новый качественный скачок в транспортной авиации произойдет в связи с предстоящей пассажирской эксплуатацией сверхзвуковых самолетов (советского «ТУ-144», англо-французского «Конкорда» и американского «Боинга-2707»). В предвидении этого авиакомпании многих стран сделали заявки на сверхзвуковые транспортные самолеты. Интерес к приобретению

сверхзвуковых самолетов, несмотря на их высокую стоимость, непрерывно растет. Выход на авиалинии этих самолетов приведет в будущем к «сдвигу» по вертикали слоев атмосферы, где намечается производить полеты (см. рис. 1). Один из таких слоев расположится на высоте между 15 250—18 850 м; внутри его будут совершать перелеты англо-французские самолеты «Конкорд» с крейсерской скоростью 1453 морских миль/час (2338 км/час). Второй слой в границах 19 500—21 000 м намечается для полетов сверхзвуковых транспортных самолетов «ТУ-144». Одновременно с этим практически исчезнет из пользования транспортной авиацией самый нижний слой атмосферы до высоты 2135—3660 м, в котором летали винтомоторные самолеты, снимаемые с производства авиационной промышленностью. В будущем он сохранится как «поле деятельности» для некоторых типов авиации общего пользования [5]. Во время набора высоты, крейсерского полета и снижения сверхзвуковые пассажирские самолеты будут подвергаться влиянию метеорологических условий, существующих в тропосфере, в зоне тропопаузы и в стратосфере, причем степень такого воздействия существенно зависит от географического положения авиалиний. Это, например, зоны конвекции, особенно мощные в низких широтах, которые сверхзвуковым пассажирским самолетам, обладающим пониженной маневренностью, придется преодолевать. Кроме того, они будут подвергаться воздействию сильных ветров и температуры воздуха. Попутные ветры, увеличивая скорость самолета, сокращают продолжительность полета, это приводит к экономии топлива и дает возможность увеличить дальность полета. Встречные ветры, наоборот, снижают летно-технические показатели самолета. Температура воздуха оказывает влияние на эффективность работы двигателя, что существенно для выбора наиболее выгодной высоты полета. Последнее позволяет экономить топливо и время нахождения в пути, что в конечном счете благоприятствует повышению полезной нагрузки самолета. Кроме того, вертикальная стратификация температуры воздуха сказывается на эффекте звуковой ударной волны. По этой причине предпочтительно использование сверхзвуковых транспортных самолетов над акваторией Мирового океана, в воздушном бассейне которого пролегают почти 60% мировых авиационных путей; на многих из них, отличающихся большой протяженностью (2770—3300 морских миль, или 5000—6000 км), сверхзвуковые пассажирские лайнеры по своим скоростным возможностям как раз и найдут наиболее эффективное применение [2]. Это, к примеру, межконтинентальные авиалинии, одна из которых планируется в виде шести параллельных маршрутов (три для полетов в западном и три в восточном направлениях) между Лондоном и Нью-Йорком через Северную

Атлантику. Сверхзвуковым транспортным самолетам в отдельных случаях придется изменять высоту полета для того, чтобы избежать воздействия на пассажиров космической радиации, которая особенно опасна в периоды активности Солнца, так как защитные свойства воздуха вследствие его разреженности на больших высотах теряются. Поэтому, когда уровень радиации достигнет некоторой критической величины, сверхзвуковой транспортный самолет будет снижаться до безопасной высоты [1].

При посадке на аэродроме экипажам сверхзвуковых транспортных самолетов придется особенно тщательно учитывать такие метеорологические элементы, как облачность и видимость, несмотря на то, что на борту самолетов будет иметься автоматическое или полуавтоматическое оборудование, управляющее скоростью и высотой планирования [18].

К началу XXI века, по мнению авиаконструктора А. А. Туполева, на воздушных линиях будут курсировать гигантские пассажирские лайнеры, вмещающие до 1000 пассажиров на один рейс и обладающие скоростью 4300—6200 *миль/час* (6880—9920 *км/час*). Они будут оснащены газовыми плазменно-ионными электрическими реактивными двигателями, топливом для которых может служить воздух ионосферы [11].

Одной из современных проблем воздушных перевозок является создание специальных грузовых самолетов, так как переоборудование для этой цели пассажирских лайнеров не дает возможности из-за недостатка места полностью использовать их грузоподъемность. Поэтому на авиалиниях уже появились грузовые транспортные самолеты (в СССР «Антей», в США «Супер 63F»), способные перевозить 50—60 *т* груза. В настоящее время в США готовится к выпуску грузовой вариант «Боинга-747-Б», предназначенного для перевозки грузов весом до 100 *т*. Предполагается создание гигантского транспортного самолета «Локхид L-500», способного перевозить груз весом до 150 *т*. Полагают, что в 1985 г. число самолетов, подобных «L-500», называемых «воздушными товарными поездами», составит несколько сотен. В связи с этим ожидается, что уже к 1980 г. объем перевозок грузов воздушным транспортом сравняется с количеством пассажирских рейсов. Направления грузопотоков, осуществляемых, например, самолетами «L-500», будут преимущественно межконтинентальными, т. е. над акваторией Мирового океана [8, 11, 21].

Грузовой самолет будущего, как обсуждаемый сейчас вариант американского самолета «С-5 Галактика», предназначенный для быстрых и массовых перебросок грузов (50 *т* багажа на расстояние 6325 *миль*), стимулирует появление самолета с ядерным двигателем, потому что грузовой отсек такого самолета обеспечивает безопасное размещение атомного реактора.

Такой самолет, взлетая на обычном химическом топливе, после набора высоты будет переходить на ядерную энергию. Это обеспечит ему почти неограниченный радиус действия [11].

Кроме самолетов, в авиaperевозках участвуют и вертолеты. Они применяются пока в зоне прибрежных вод, осуществляя перевозки грузов и пассажиров на воздушных линиях протяженностью 200—400 км. В отдельных случаях вертолеты успешно совершали перелеты через акватории окраинных морей. Например, в 1966 г. советский вертолет «МИ-6» пересек Японское море по пути на международную ярмарку в г. Осака (Япония). В начале июня 1967 г. два американских серийных вертолета HH-3E (конструкции Сикорского) впервые в истории совершили беспосадочный перелет через Атлантику. Расстояние между Нью-Йорком и Парижем, равное 4270 морских миль, они преодолели за 30 час. 48 мин. Во время перелета специальный самолет «С-130» девять раз заправлял вертолеты горючим. Этот перелет, состоявшийся в связи с участием США в XXIII Международном салоне по авионавигации и космосу в Париже, показал возможности транспортных вертолетов как средства сообщений над водами Мирового океана [12], [19].

Во время полетов по маршрутам экипажи транспортных самолетов производят в установленные сроки попутные наблюдения за состоянием погоды, которые касаются ряда весьма важных метеорологических элементов. Это прежде всего наблюдения высоты полета (или атмосферного давления), температуры воздуха, направления и скорости ветра над заданной точкой или расчет среднего ветра между фиксированными точками, а также турбулентности воздуха и обледенения самолета (той или иной интенсивности). Кроме того, летчики сообщают дополнительную информацию о состоянии погоды по запросам метеорологической службы или дают сведения о ней, которые, по их мнению, представляют интерес для авионавигации (безопасности полетов) или полезны для других самолетов. К таким данным относятся: нижняя и верхняя граница облаков, особенно кучево-дождевых, количество этих облаков, различное состояние горизонтальной протяженности облачного покрова (рассеивающиеся, прерывистые, непрерывные), информация о грозах по маршруту или около линии полета, осадках (дождь, снег, дождь с образованием гололеда) и других особых атмосферных явлениях (водяной смерч, торнадо, фронтальный раздел) [9].

В качестве примера содержания дополнительной информации можно сослаться на донесения транспортных самолетов, летавших в 1952—1953 гг. по маршруту Бомбей—Коломбо—Сингапур, с помощью которых удалось уточнить высоты вершин грозовых облаков, достигавшие 10 000—13 700 и 16 640 м над от-

дельными участками акватории Индийского океана и островами соответственно [3].

Большое развитие получила киносъемка облачности с борта транспортных самолетов в период маршрутных полетов. Такие съемки производились через короткие промежутки времени в течение 8—10 часов на пассажирских самолетах, летавших по маршруту Сан-Франциско—Манила в 1954—1955 гг. Обработка киноленты дает возможность подсчитать высоту и размеры отдельных образований кучевых облаков, а также их повторяемость в нормальных и возмущенных условиях, оценивать процессы формирования облачности, ее изменение и трансформацию [31], [32]. Подсчитано, что на реактивном самолете, летящем со скоростью 880 км/час на высоте 10 500 м и на расстоянии порядка 4800 км, можно охватить киносъемками облачные системы на площади около $1,25 \cdot 10^6$ км². Если кинокамеры установить с обоих бортов, то при указанных исходных данных можно зарегистрировать облачность для 0,5% всей площади земного шара [31].

Помимо использования кинокамер для метеорологических наблюдений с борта транспортных самолетов применяется и радиолокационная аппаратура. Она позволяет вполне удовлетворительно проследивать районы расположения облачности и участки атмосферы, где выпадают осадки (по форме и интенсивности отражения их на экране радиолокатора). В частности, такие наблюдения производились на транспортном самолете, осуществившем 11 декабря 1959 г. полет над Тихим океаном по маршруту западное побережье Северной Америки (Калифорния) — Гавайские острова [7].

Таким образом, попутные метеорологические наблюдения, выполненные экипажами транспортных самолетов во время маршрутных полетов, являются ценным источником данных о режиме состояний различных слоев атмосферы (давлении и температуре воздуха, ветре, облачности, осадках, турбулентности, обледенении) на больших пространствах воздушного бассейна над акваториями Мирового океана. Вместе с тем указанным наблюдениям свойственны некоторые недостатки, почти полностью зависящие от специфичности носителей датчиков, т. е. транспортных самолетов и их эксплуатации на воздушных путях сообщений. Это прежде всего пространственно-временная неоднородность, зависящая от той или иной плотности авиалиний над акваторией Мирового океана и характера их использования, что видно из рис. 2 и 3. Затем, отсутствие непрерывности измерений и фиксированных географических координат, объясняемое условиями эксплуатации транспортных самолетов. Отрицательной стороной попутных метеорологических наблюдений на борту транспортных самолетов является то, что они выполняются на различных высотах, в различных местах и за

различные сроки. С целью преодоления некоторых из этих недостатков уже на протяжении ряда лет предпринимаются попытки создания самолетного оборудования, которое обеспечивало бы непрерывную автоматическую регистрацию в полете температуры и влажности воздуха, высоты (атмосферного давления) по радиоальтиметру, турбулентности и скорости полета по отношению к поверхности Мирового океана или суши. Такое оборудование позволит одному из членов экипажа самолета наносить на записи метки времени, связывая их с записями в бортжурнале координат местоположения самолета. При этом уменьшается число передач данных наблюдений с борта самолета по радио, что будет способствовать сокращению перегруженности эфира и соответствовать намечающейся тенденции к сокращению числа членов экипажа самолета. В дальнейшем автоматическая запись метеорологических элементов может быть обработана на электронно-вычислительных машинах [20].

В виде перспективы можно отметить, что предстоит также разработка малогабаритного оборудования для наблюдений с помощью радиозондов, сбрасываемых с борта транспортных самолетов [14].

Таким образом, горизонтальное зондирование атмосферы в виде попутных метеорологических наблюдений с борта самолетов транспортной авиации, несмотря на указанные выше недостатки, выдает информацию, в той или иной степени заполняющую пробелы, существующие в регулярной сети наблюдений, которая в этом отношении является незаменимой для океанических пространств.

В связи с ростом крейсерской скорости полета транспортных самолетов существует тенденция к сокращению количества «выдаваемых» ими попутных метеорологических наблюдений [13]. Отчасти по этой причине, а главным образом с целью получения информации о процессах и явлениях, происходящих в атмосфере над Мировым океаном, производятся специальные наблюдения. Для этой цели используются различные типы самолетов (транспортные и военные), осуществляющие полеты по заранее планируемому маршрутам. В зависимости от поставленных задач и оснащения научным оборудованием эти самолеты подразделяются на разведчиков погоды и летающие метеорологические обсерватории.

В качестве примера самолетов первой группы можно сослаться на деятельность американских самолетов-разведчиков погоды, «работающих» над определенными районами Северного Ледовитого океана. К таким районам относится гигантский треугольник, основание которого располагается между г. Фербенксом и мысом Барроу (Аляска), а вершина лежит над северным полюсом. Ежедневно по этому треугольнику совершают рейсы

самолеты «Б-50», средняя высота полета которых 2133 м с подъемом до 5400—5500 м над районом северного полюса.

Находящийся на борту «Б-50» специальный наблюдатель-синоптик через каждые 160 км пути измеряет давление, температуру и влажность воздуха, а также дает общую оценку состояния погоды. Над северным полюсом с самолета сбрасывается радиозонд, фиксирующий вертикальное распределение указанных выше метеорологических элементов [20].

Американские самолеты как специального назначения, так и военные, приспособленные для метеорологических исследований, участвуют в авиационной разведке тропических ураганов над Тихим и Атлантическим океанами. Эти самолеты измеряют направление и скорость ветра в ураганах, горизонтальные и вертикальные порывы ветра, атмосферное давление, температуру и влажность воздуха, а также осуществляют фотографирование облачности в высшей точке подъема. Полеты для наблюдений в области тропических ураганов осуществляются по двум вариантам: по первому из них в крайних точках границ, одинаково удаленных от ожидаемого местоположения шторма, продолжительность существования которого ожидается часами, производится вертикальное зондирование атмосферы и затем между этими точками выполняется горизонтальный полет на расстояние не более 150 км, т. е. самолет находится вне полосы штормовой погоды и производит попутные наблюдения. По второму варианту (рис. 5) планируется сквозной пролет через тайфун. В этом случае, как показывает опыт американского самолета-разведчика «Метеобойнг-50» (летающая крепость), поиск тайфуна осуществляется с помощью специального радиолокатора, позволяющего получить вертикальные разрезы зоны шторма. Затем «Метеобойнг-50», летя на высоте 3000 м, пересекает тайфун, и борт-метеоролог в это время измеряет величину и вертикальный градиент давления, пользуясь барометрическим и радиоальтиметрами, температуру и влажность воздуха, а также скорость ветра в глазе бури и у поверхности океана. Кроме того, во время полета внутри тайфуна с борта самолета сбрасывается пять радиозондов соответственно секторам тайфуна с целью фиксирования вертикального распределения атмосферного давления, температуры и относительной влажности воздуха. В последующем все эти данные кодируются, а затем вместе с координатами глаза тайфуна передаются по радио в соответствующую службу, занимающуюся предупреждениями о тайфунах [10], [22], [25]. Надо отметить, что такие данные особенно эффективны, потому что области, охваченные тропическими ураганами, мало доступны для наблюдений с борта судов.

Примером «работы» второй группы самолетов является советская летающая метеорологическая обсерватория, действовавшая

сначала на транспортном самолете «ИЛ-14», затем на «АН-10» и теперь на «ИЛ-18». На борту летающей обсерватории смонтированы приборы и оборудование, позволяющие вести не только метеорологические наблюдения (над ветром, атмосферным давлением, температурой и влажностью воздуха) и актинометрические измерения с помощью стандартной аппаратуры, но и, кроме того, определять водность и микрофизиче-

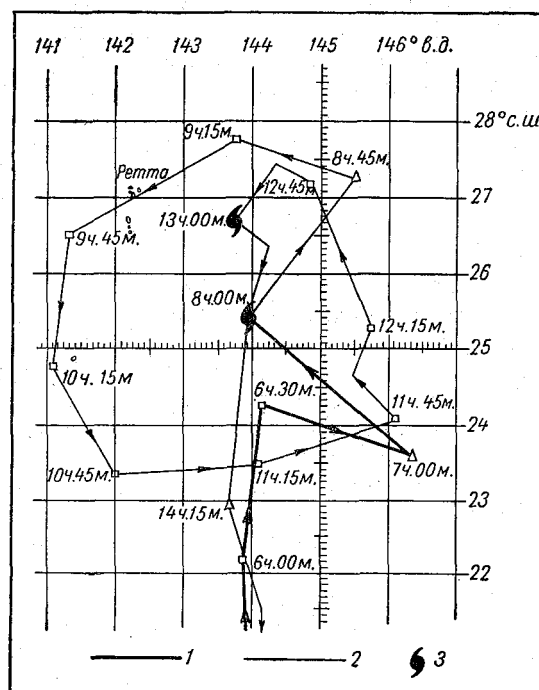


Рис. 5. Схема полета для исследования тайфуна «Руфь» 17 августа 1962 г. (по П. Молену):
 1 — первый полет через тайфун; 2 — второй полет и облет тайфуна; 3 — местоположение центра тайфуна через 5 часов, цифры — местное гуамское время

скую структуру облаков, для чего применяются специально разработанные для этой цели приборы. Осуществляются также визуальные наблюдения над характеристиками облачности, обледенением, горизонтальной, наклонной и вертикальной видимостью, особенно в случаях входа и выхода из облаков и пересечения различных подстилающих поверхностей — лед и вода. По времени, к которому относилось производство наблюдений, оно соответствовало участку пути полета, равному 3—5 км.

Летающая метеорологическая обсерватория работала методом горизонтального зондирования по заранее установленным маршрутам (рис. 6). В условиях Арктики оно проводилось на высотах, соответствующих уровням основных изобарических поверхностей — чаще всего на 850 и 700 мб поверхностях [4]. Максимальная высота полета обычно соответствовала поверхности 500 мб. Профиль полета имел следующие основные элементы. После взлета самолет набирал высоту до 400 или 500 мб

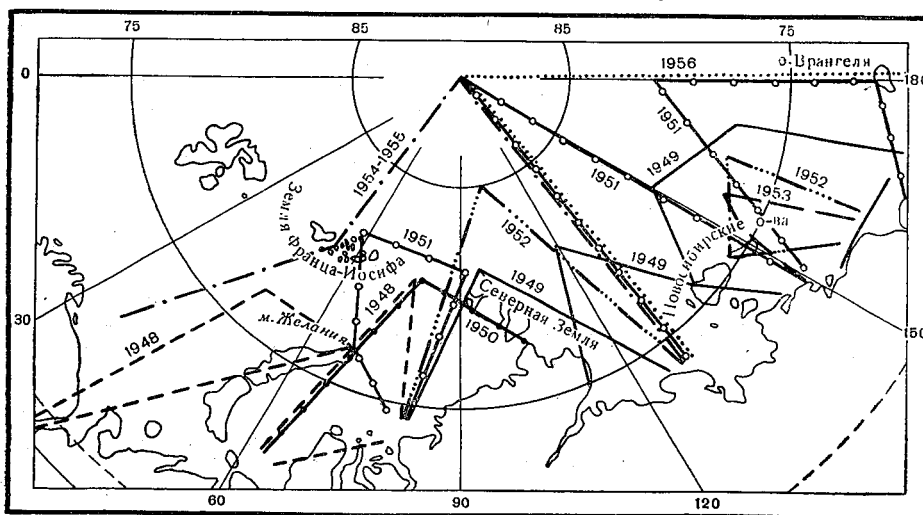


Рис. 6. Районы основных работ в Арктике летающей метеорологической обсерватории с 1948 по 1966 гг.

поверхности, затем переходил на горизонтальный режим полета. Когда подходил срок наземных наблюдений метеорологических станций, самолет снижался и летел на бреющем полете (10—15 м), выполняя «наземные» наблюдения синхронно с сетевыми наблюдениями. Затем самолет набирал высоту, опять переходил на горизонтальный полет, который продолжался до пункта, назначенного для вертикального зондирования. Там он снова снижался до бреющего полета и выполнял вертикальное зондирование атмосферы, поднимаясь снизу вверх. Подъем осуществлялся по спирали радиусом не более 10—15 км. На стандартных аэрологических ступенях самолет в течение 1—2 мин. летал по горизонтали, и в это время производились инструментальные наблюдения. Вертикальное зондирование обычно продолжалось не более 50—70 мин. Обратный полет происходил так же, с той только лишь разницей, что высота полета была иной (рис. 7).

Во время вертикального зондирования атмосферы, выполняемого летающей метеорологической обсерваторией, появляется возможность определять и границы облачности нижнего и среднего ярусов, а также мощность облачных слоев различных форм. Существенный интерес представляют также характеристики горизонтальной протяженности облачных слоев различных ярусов и форм. Этот вид наблюдений за состоянием облач-

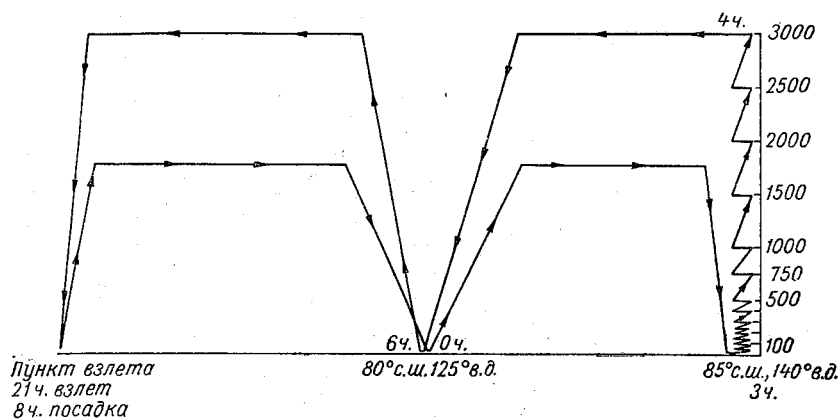


Рис. 7. Профиль маршрутов летающей метеорологической обсерватории в районе моря Лаптевых (август — сентябрь 1959 г.)

ного покрова представляется исключительно трудным для наземных метеорологических станций вследствие большого расстояния между ними [4], [17].

Таким образом, горизонтальное самолетное зондирование позволяет избежать пространственной экстраполяции значений метеорологических элементов на больших участках, которое обычно приходится выполнять, особенно в приполюсных районах Арктики, из-за большого расстояния между дрейфующими станциями, с одной стороны, и береговыми станциями, с другой стороны. Это особенно заметно в тех случаях, когда горизонтальное самолетное зондирование осуществляется на бреющем полете. В этих случаях наблюдения над атмосферным давлением, температурой и влажностью воздуха, ветром, облачностью и атмосферными явлениями по существу охватывают основной комплекс работ на обычной метеорологической станции и отличаются от последних только отсутствием величины барической тенденции. В этом отношении данные летающей метеорологической обсерватории, полученные на бреющем полете, можно рассматривать как «подвижную» сеть наземных метеорологических станций.

Следовательно, горизонтальное самолетное зондирование представляет собой дополнение к комплексу наблюдений полярных метеорологических станций, арктических обсерваторий, дрейфующих станций и многочисленных экспедиций, а также как своеобразное связующее звено между редкой сетью метеорологических станций на побережье и островах Советской Арктики.

Полеты самолетов с исследовательскими целями осуществляются и над морской областью Антарктики. Для этого используется самолет «ЛИ-2», оснащенный стандартными метеорографами для измерения температуры, влажности воздуха и атмосферного давления. Кроме того, выполняются актинометрические наблюдения, а также измеряются водность, микрофизическая структура и другие характеристики облаков. Полеты «ЛИ-2» представляют собой сочетание вертикального и горизонтального зондирования атмосферы. Схема полетов близка к рассмотренным выше маршрутам летающей метеорологической обсерватории в Арктике. При полетах над морем Девиса вертикальное зондирование производилось в 100—150 км от берега, причем подъем начинался с бреющего полета до максимального «потолка» самолета. Когда производились радиационные измерения, самолет делал горизонтальную площадку [15].

Кроме полярных областей Мирового океана летающие метеорологические обсерватории используются и в других океанических районах. В связи с этим можно сослаться на американскую летающую обсерваторию, начавшую работу в 1963 г. Для этой цели использовался многомоторный транспортный реактивный самолет «КС-135» («Боинг»). Скорость его составляла 1000—1100 км/час, что давало ему возможность за 6—9 часов пролетать расстояние 8300—8900 км. Потолок полета «КС-135» достигает 15—17 км. На борту этого самолета смонтировано различное, в значительной части автоматическое научное оборудование, позволяющее выполнять разнообразную и обширную программу наблюдений для горизонтального и вертикального зондирования атмосферы. Во время полета по заданному маршруту радарная система, размещенная в передней части кабины «КС-135», дает возможность проследить очаги штормовой деятельности (тайфуны) и зоны осадков. Кроме того, имеются приборы для измерения направления и скорости ветра, атмосферного давления, температуры воздуха, точки росы, индекса световой рефракции, турбулентности, состава атмосферы, в том числе содержания озона и ядер конденсации, видимости, а также обледенения самолета и фотографирования облаков. «КС-135» оснащен также сбрасываемыми и ракетными зондами для вертикального зондирования атмосферы по пути полета.

Первый из зондов спускается на парашюте со скоростью 25 м/сек. Второй зонд выбрасывается в спусковой трубе на парашюте и снижается до тех пор, пока труба не примет строго вертикальное положение. После этого автоматический регулятор запускает ракету, поднимающуюся до высоты 50 км, где происходит освобождение парашюта зонда и опускание последнего. Результаты измерений, получаемые от всех чувствительных датчиков путем соответствующих сигналов, поступают в электронно-вычислительную машину и помимо этого во избежание потерь фиксируются на магнитную ленту. В последующем полученные данные передаются по радио на соответствующие наземные станции. Обслуживание научной аппаратуры осуществляют три специалиста-метеоролога — один из них контролирует работу радара, второй, находясь в середине кабины, обеспечивает нормальную техническую эксплуатацию приборов, а третий размещается в хвостовой части самолета, занимаясь измерением метеорологических элементов. Самолеты такого типа принимали участие в различных исследовательских полетах над акваториями Мирового океана, в том числе во время международной экспедиции по изучению Индийского океана, проводившейся в 1960—1965 гг. [25], [29].

Известно, что плавание судов по замерзающим акваториям в значительной степени связано с необходимостью преодоления льдов. Поэтому очевидно огромное значение самолетных наблюдений, позволяющих за сравнительно небольшой промежуток времени охватить наблюдениями значительные пространства акватории моря или океана, покрытые льдом.

В Советском Союзе с 1939 г. авиационная разведка, осуществляемая на самолетах «ЛИ-2», «ИЛ-12», а в прибрежной зоне на самолете «АН-2», стала основным средством в изучении льдов Северного Ледовитого океана. По методу наблюдений ледовая авиационная разведка подразделяется на два вида: визуальную и инструментальную. Та и другая ведутся, главным образом, в районах советских арктических морей по заранее установленным маршрутам: наиболее типичные из них показаны на рис. 8, из которого видно, что ледовые наблюдения с самолета выполняются методом площадной съемки. Для этого маршрут полета прокладывается галсами, равномерно покрывающими изучаемый участок моря, чтобы в дальнейшем обоснованно выполнить интерполяцию характеристик ледяного покрова между галсами [6].

В будущем высотные турбореактивные самолеты, снабженные соответствующей аппаратурой, обеспечат получение локальных сведений о распределении льдов на различных участках акватории Северного Ледовитого океана и его окраинных морей, независимо от облачности, а также о толщине льдов и

температуре водной поверхности. В визуальной ледовой авиационной разведке найдут применение радиоэлектронные приборы для получения более объективных данных. Многие из этих сведений с помощью фототелеграфной и телевизионной связи существенно улучшат информацию капитанов судов о ледовых условиях на Северном морском пути [16].

В Антарктике ледовая авиационная разведка как визуальная, так и инструментальная ежемесячно выполняется на самолетах «ИЛ-12». Кроме характеристики ледяного покрова морей, омывающих берега Антарктиды, самолеты ведут наблюдения за айсбергами [15].

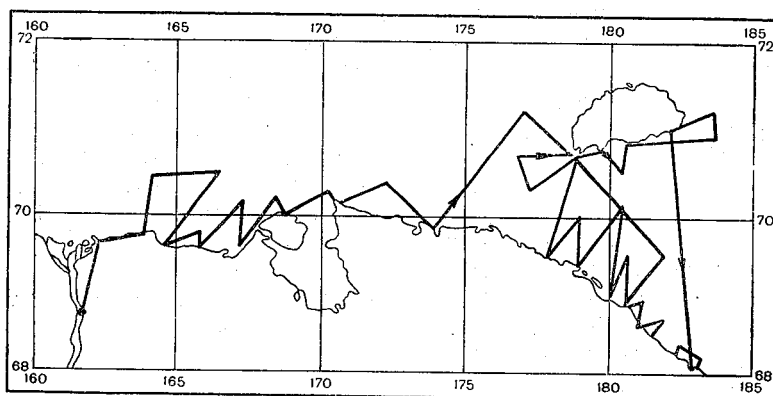


Рис. 8. Наблюдения над льдами с помощью метода площадной съемки (7—8 сентября 1942 г.)

Не только в морской области Антарктики, но и на северо-западе Атлантического океана блуждает много айсбергов, которые, отколовшись от гренландских ледников, выносятся Восточно-Гренландским и Лабрадорским течениями к берегам полуострова Нью-Фаундленд, где наиболее оживленно морское судоходство. Самым эффективным средством наблюдения за айсбергами являются специально приспособленные для этой цели бомбардировщики, осуществляющие ежегодно в течение июня — октября постоянное патрулирование над водами указанного района [3].

В настоящее время летающие обсерватории находят все более широкое применение для наблюдений других разнообразных физических особенностей, свойственных обширным пространствам Мирового океана. Самолеты обеспечивают увеличение количества океанографических наблюдений, особенно для определения изменений температурной структуры на небольших

участках океана в течение коротких промежутков времени. В США, например, для этой цели используется четырехмоторный самолет типа «Локхид Супер-Г Констеллейшен», обладающий скоростью 180 узлов и способный в случае необходимости оставаться в воздухе около 22 часов. Обычная продолжительность полета его составляет 8—12 часов. На борту самолета имеются радиационный и глубинный термометры для измерения температуры поверхности моря и на различных глубинах, радиолокационная установка, позволяющая определять профиль волн на поверхности моря, и метеорологические датчики для измерения температуры воздуха, давления, влажности и солнечной радиации на высоте полета.

В дальнейшем на борту летающей обсерватории предусматривается возможность установки инфракрасной аппаратуры. Для фоторазведки самолет оснащен подфюзеляжной фотоаппаратурой, а также устройствами для радиотелепередачи информации на корабли, находящиеся в море, или на наземные станции. Во время полетов такого океанографического самолета над северной границей Гольфстрима удалось установить резкие изменения температуры (до 8°) на участке протяженностью 305 м. Эта информация позволила проследить границу Гольфстрима на протяжении сотен миль через Атлантический океан. Было также обнаружено, что зона наибольших температурных перепадов на поверхности моря, как правило, соответствует резким изменениям глубин. Во время другого рейса этого же самолета, происходившего от восточного побережья США в сторону Атлантики, радиолокационная аппаратура позволила проследить процесс увеличения высоты волн на критических дистанциях от центра урагана. Все это указывает на большие возможности аэроокеанографии [34].

Таким образом, транспортная авиация является весьма существенным элементом в системе сбора информации о состоянии атмосферы над акваторией Мирового океана. Однако попутные наблюдения, выполняемые на борту транспортных самолетов, отличаются большой пространственной неоднородностью, зависящей от плотности авиалиний и частоты использования их для полетов самолетов. Кроме того, попутные наблюдения самолетов транспортной авиации отличаются большой временной дискретностью. По этим показателям они ничем не отличаются от попутных гидрометеорологических наблюдений судов морского и промыслового флотов. Более ценные данные, пригодные для изучения многих сторон взаимодействия Мирового океана и атмосферы поступают от самолетов специального назначения, хотя их рейсы не являются столь частыми, как транспортных самолетов, но они посещают районы акватории Мирового океана, часто лежащие вне сети воздушных сообщений.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бюллетень иностранной научно-технической информации ТАСС, № 23 (1381), 5 июня 1969.
2. Быстрее звука. «За рубежом», № 49 (390), 1—7 декабря 1967.
3. Ганстон Д. Внимание, айсберги. «Курьер ЮНЕСКО», № 12, 1959.
4. Гольцман М. И. и Фролов В. В. Структурные характеристики атмосферы над Арктикой. Труды ААНИИ, т. 238, 1960.
5. Дюверже П. Глобальная система обработки данных и метеорологическое обслуживание авиации. Доклад по планированию № 13. Всемирная служба погоды ВМО (перевод с английского подготовлен группой Всемирной службы погоды Гидрометеорологического научно-исследовательского центра СССР). М., 1968.
6. Карелин Д. Б., Волков Н. А., Жадринский В. В., Гордиенко П. Л. Ледовая авиационная разведка. Изд. ГУСМП, 1946.
7. Кондратьев К. Я. Метеорологические спутники. Гидрометеониздат, Л., 1963.
8. Летающие товарные поезда. «За рубежом», № 15 (460), 11—17 апреля 1969.
9. Метеорология. Международные правила, рекомендованные приемы и методы. Приложение № 3 к конвенции Международной организации гражданской авиации. Шестое издание. Монреаль, октябрь, 1965.
10. Молен П. А. Охотники за тайфунами. Изд-во «Мир», М., 1967.
11. Парад крылатых машин. «За рубежом», № 25 (470), 20—26 июня 1969.
12. Перелет вертолетов через Атлантику. «Ленинградская правда», № 12 (15911), 2 июня 1967.
13. П. Р. Всемирная служба погоды. Отчет о ходе работы. Бюллетень ВМО, т. XVII, № 4, 1968.
14. Петтерсен С. Научно-исследовательские аспекты Всемирной службы погоды. Доклад по планированию № 5. ВМО (сокращенный перевод с английского подготовлен группой Всемирной службы погоды Гидрометеорологического научно-исследовательского центра СССР). М., 1968.
15. Советская антарктическая экспедиция. Третья континентальная экспедиция 1957—1958. Общее описание и научные результаты. Труды САЭ, т. 16, 1962.
16. Соколов А., Горбунов Ю. Перспективы совершенствования гидрометеорологического обеспечения мореплавания в Арктике. Морской флот, № 3, 1968.
17. Федоров Е. К. Погода и космос. Авиация и космонавтика, № 1, 1964.
18. Шталь В. А. Проблемы авиационной метеорологии. Гидрометеониздат, Л., 1966.
19. Aeroflot. Soviet airlines. Moscow, 1967.
20. Brewster B. E. Automatic airborne weather reporting equipment. ICAO Bulletin, v. 16, No. 6, 1961.
21. Capitaine de Corvette Mocheville les flottes de commerce en 1985. Revue de Defense National, mars, 1967.
22. Copover L. F. Aircraft reconnaissance in hurricanes. Marine Weather Log, v. 6, No. 4, 1962.
23. Jane's. All the world's aircraft. The illustrated annual record of aviation development and progress. Compiled and Editor by Sohn W. R. Taylor F. R. Hist S.A.R.A.eS. London Sampson Low, Marston and Company LTD 1951—1952, 1952—1953, 1957—1958, 1959—1960, 1960—1961, 1961—1962, 1962—1963, 1963—1964, 1964—1965, 1965—1966, 1966—1967, 1967—1968.
24. IATA North Atlantic Airline Traffic 1966 (в статье North Atlantic Year) Flight International, v. 91, No. 3024, 1967.
25. Jaffi M. Bendix Begins Work on Weather System. Aviation Week, October 6. 1958.

26. Montgomery S. Bomex: Aims for Improved Weather Prediction. Under Sea Technology, v. 0. No. 5, 1969.
27. North Atlantic Air Traffic Parade. ICAO Bulletin, v. XXI, No. 12, 1966.
28. Pillars of world air transport (member Companies of the International Air Transport Association). As of September 1968. Interavia, v. 23, No. 10, 1968.
29. Ramage C. S. The International Indian Ocean Expedition. Progress in meteorology. The Marine Observer, v. XXXIV, No. 205, July 1964.
30. Remomurthi R. M. A summary of the debriefing reports from „Cometa“. Indian Journal Meteorological and Geophysic, v. 6, No. 3, 1955.
31. Schaefer V. J., Taylor W. M. Weather reconnaissance by Airborne time lapse Camera. Bulletin American Meteorological Society, v. 38, No. 4, 1957.
32. Science and Mechanics, v. 29, No. 6, 1958.
33. The ABC. World Airways and Map Section. A supplement to the ABC World airways Guide. February—May 1968.
34. Wilkerson J. W. Airborne oceanography. Geo Marine Technology, v. 2, No. 8, 1966.

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
<i>С. В. Солонин.</i> Проблемы автоматизации метеорологического обеспечения полетов	3
<i>В. С. Ершова.</i> Оптимизация процесса управления в дискретной системе	12
<i>Г. А. Дегтяренко.</i> О статистическом методе прогноза поля ветра в интересах сверхзвуковой авиации	20
<i>С. В. Солонин, В. С. Ершова, С. И. Мазовер, Э. М. Гаврилов.</i> Определение траектории минимального времени полета самолета методом динамического программирования	24
<i>С. В. Солонин, В. С. Ершова, С. И. Мазовер.</i> Определение траектории минимального времени полета самолета с ограничениями на координаты	36
<i>С. В. Солонин, В. С. Ершова, С. И. Мазовер.</i> Определение траектории минимального времени полета самолета методом динамического программирования с учетом сферичности Земли	43
<i>Ю. Г. Коновалов, В. И. Унуков, Н. И. Мазурин.</i> Распределение высоты низкой облачности и вопросы летной эксплуатации	51
<i>Ф. Я. Клинов.</i> О возможностях прогнозирования низкой слоистой облачности	63
<i>Ю. Г. Коновалов, В. И. Унуков, Н. И. Мазурин.</i> Микропрогноз погоды статистическими методами	72
<i>С. Н. Каплан.</i> О некоторых характеристиках пространственно-временной структуры количества общей облачности	79
<i>А. А. Будза, В. Д. Степаненко, Г. Ф. Шевела, А. Д. Юферев.</i> Применение оптических квантовых локаторов для измерения высот облаков и характеристик прозрачности атмосферы	87
<i>Г. Д. Решетов.</i> Особенности облачных полей при шквалах по данным спутников	96
<i>Ф. А. Гисина, С. М. Пономарева.</i> К вопросу о масштабах турбулентности различных компонент скорости ветра в приземном слое атмосферы	105
<i>Г. С. Булдовский.</i> Метеорологические условия атмосферной турбулентности, вызывающей болтанку самолетов в слое велопаузы	116
<i>В. Р. Марфель, Ю. П. Переведенцев.</i> О полете вертолета в условиях пересеченной местности	122
<i>В. Г. Глазунов.</i> О влиянии вертикального сдвига ветра в нижних слоях атмосферы на самолет, совершающий взлет или посадку	129
<i>В. М. Шапаев.</i> Авиация как звено в системе сбора информации о состоянии атмосферы и поверхности Мирового океана	141

УДК 555.5 : 629.13 + 656.7.052

Проблемы автоматизации метеорологического обеспечения полетов. Солонин С. В. Труды ЛГМИ, 1971, вып. 42, стр. 3—11.

Анализируются объективные возможности создания на базе высокопроизводительных ЭВМ автоматизированной системы метеорологического обеспечения полетов (АСМОП). Кратко обсуждаются математические аспекты реализации АСМОП. Для математического описания (стилизации) АСМОП на основе теоретико-множественной формализации рекомендуется использование строгого математического понятия динамической системы (по Р. Калману). Трудности синтеза системы АСМОП, включающей большое число взаимодействующих элементов, выполняющей преобразование огромного объема метеорологической и навигационной информации в процессе решения основных функциональных задач, предполагается преодолеть путем иерархической структуры динамической системы. Рекомендуется многоступенчатая иерархия подсистем, в свою очередь являющихся динамическими системами более низкого ранга, и иерархия критериев качества.

Библ. 23.

УДК 551.5 : 629.13

Оптимизация процесса управления в дискретной системе. Ершова В. С. Труды ЛГМИ, 1971, вып. 42, стр. 12—19.

Рассматривается методика оптимизации в дискретной системе. Отмечается важность такого подхода при решении задач авиационной метеорологии. Приведены примеры использования предложенной методики определения оптимальной траектории с учетом и без учета ограничений на координаты.

Илл. 4. Библ. 2.

УДК 551.557 : 629.13

О статистическом методе прогноза поля ветра в интересах сверхзвуковой авиации. Дегтяренко Г. А. Труды ЛГМИ, 1971, вып. 42, стр. 20—23.

Приводятся результаты численного эксперимента по прогнозу ветра в нижней стратосфере в интересах СТС с использованием метода линейной экстраполяции. Проводится сравнение результатов экстраполяции ветра с использованием фактических и прогностических данных на уровне 100 мб. Алгоритм и программа численного прогноза реализована на ЭЦВМ «Раздан-2».

Илл. 1. Библ. 7.

УДК 551.5 : 629.13 + 656.7.052

Определение траектории минимального времени полета самолета методом динамического программирования. Солонин С. В., Ершова В. С., Мазовер С. И., Гаврилов Э. М. Труды ЛГМИ, 1971, вып. 42, стр. 24—35.

Рассматривается вопрос оптимального учета поля переменного ветра на полет самолета. При этом ставится задача определения траектории, полет по которой из начального в конечный пункт происходит за минимальное время (ТМВ). Траектория самолета строится в прямоугольной системе координат.

170

Для определения ТМВ применяется метод динамического программирования. Согласно принципу оптимальности, лежащему в основе динамического программирования, выписываются рекуррентные соотношения, с помощью которых осуществляется поэтапная оптимизация. Приводится программа вычисления ТМВ методом динамического программирования на алгоритмическом языке АЛГОЛ-60. Программа содержит все операции, предшествующие непосредственно оптимизации: вычисление составляющих скорости ветра, путевой скорости самолета и т. д. Приведен пример расчета ТМВ для конкретной синоптической обстановки. Исходными данными для определения ТМВ послужили значения геопотенциала, снятые в узлах прямоугольной сетки с карты абсолютной барической топографии, соответствующей высоте полета. Все вычисления проводились на электронной вычислительной машине БЭСМ-4.
Илл. 2. Библ. 14.

УДК 551.5 : 629.13+656.7.052

Определение траектории минимального времени полета самолета с ограничениями на координаты. Солонин С. В., Ершова В. С., Мазовер С. И. Труды ЛГМИ, 1971, вып. 42, стр. 36—42.

Рассматривается задача определения траектории минимального времени горизонтального полета самолета в поле переменного ветра с ограничениями на фазовые координаты.

Для определения ТМВ применяется метод динамического программирования. Приводится программа вычисления ТМВ на алгоритмическом языке АЛГОЛ-60 и пример расчета ТМВ для конкретной синоптической обстановки. Все вычисления проводились на ЭЦВМ БЭСМ-4.

Илл. 1. Библ. 6.

УДК 551.5 : 629.13+656.7.052

Определение траектории минимального времени полета самолета методом динамического программирования с учетом сферичности Земли. Солонин С. В., Ершова В. С., Мазовер С. И., Труды ЛГМИ, 1971, вып. 42, стр. 43—50.

Рассматривается задача определения траектории минимального времени полета самолета в поле переменного ветра с учетом сферичности Земли. Учет сферичности Земли имеет значение для воздушных трасс большой протяженности.

Для определения ТМВ применяется метод динамического программирования. По функциональным уравнениям этого метода составлена программа вычисления ТМВ на АЛГОЛ-60. Приведен пример определения ТМВ для конкретной синоптической обстановки.

Илл. 1. Библ. 4.

УДК 551.576 : 629.735.073

Распределение высоты низкой облачности и вопросы летной эксплуатации. Коновалов Ю. Г., Унуков В. И., Мазурин Н. И. Труды ЛГМИ, 1971, вып. 42, стр. 51—62.

По результатам систематических измерений высоты нижней границы облаков (НГО) в аэропортах установлены законы ее пространственного

распределения. На этой основе решена задача выбора запасных аэродромов для посадки, исходя из условий безопасности, и произведен расчет вероятности ухода самолета на второй круг по причине несоответствия высоты НГО минимуму погоды.

Илл. 6. Библ. 4.

УДК 551.509.324.1

О возможностях прогнозирования низкой слоистой облачности. Клинов Ф. Я. Труды ЛГМИ, 1971, вып. 42, стр. 63—71.

Рассматривается возможность прогнозирования перестройки стратификации нижнего слоя атмосферы и появления низкой слоистой облачности. На примере наблюдений на высотной мачте ИЭМ в Обнинске подтверждается осуществимость рассмотренной схемы в естественных условиях.

Табл. 2. Илл. 4. Библ. 1.

УДК 551.501 : 629.7

Микропрогноз погоды статистическими методами. Коновалов Ю. Г., Унуков В. И., Мазурин Н. И. Труды ЛГМИ, 1971, вып. 42, стр. 72—78.

Рассмотрены вопросы осуществления прогноза случайно изменяющихся метеорологических элементов на короткие временные интервалы (несколько минут) методами статистической экстраполяции и средствами технической кибернетики. Приведен пример микропрогноза метеорологической видимости, при использовании которого среднеквадратическая ошибка уменьшается по сравнению с инерционным методом прогнозирования.

Табл. 1. Библ. 8.

УДК 551.5 : 629.13

О некоторых характеристиках пространственно-временной структуры количества общей облачности. Каплан С. Н. Труды ЛГМИ, 1971, вып. 42, стр. 79—86.

Исследуется меридиональное и широтное распределение характеристик пространственно-временной структуры облачности в разные сезоны. В результате анализа получены количественные данные анизотропии поля общего количества облачности. В качестве примеров приложения полученных характеристик приводятся оценки некоторых методов экстраполяции облачности в пространстве.

Табл. 2. Илл. 3. Библ. 8.

УДК 551.508+551.593+551.576

Применение оптических квантовых локаторов для измерения высот облаков и характеристик прозрачности атмосферы. Будза А. А., Степаненко В. Д., Шевела Г. Ф., Юферев А. Д. Труды ЛГМИ, 1971, вып. 42, стр. 87—95.

На основании теоретического анализа и экспериментальных данных показывается, что вероятность и дальность обнаружения облачности и дымки у оптического квантового локатора значительно больше, чем у сетевого прибора ИВО. Эти обстоятельства, а также высокая геометрическая разрешающая способность ОКЛ, позволяют после соответствующей обработки эхосигнала определять наклонную дальность видимости атмосферы.

В статье проводится анализ различных способов обработки эхосигналов ОКЛ с целью определения прозрачности атмосферы.

Табл. 2. Илл. 2. Библ. 10.

УДК 629.195.1

Особенности облачных полей при шквалах по данным спутников. Решетов Г. Д. Труды ЛГМИ, 1971, вып. 42, стр. 96—104.

Приведены новые данные о характерных особенностях облачных полей при шквалах по наблюдениям с метеорологических спутников над территорией Советского Союза за период с 1966 по 1969 г.

Совместный анализ данных о 946 шквалах (скорость ветра 20 м/сек и более), карт погоды и фотографий облачных полей со спутников показал, что большинство шквалов отмечалось на фронтах, особенно холодных и малоподвижных. Облачные поля при шквалах чаще всего имели вид немного изогнутых облачных полос, реже — спиралей и вихрей. При шквалах спутники в большинстве случаев отмечали значительную и сплошную кучево-дождевую облачность в сопровождении облаков среднего и верхнего ярусов.

Табл. 5. Библ. 11.

УДК 555.611.6

К вопросу о масштабах турбулентности различных компонент скорости ветра в приземном слое атмосферы. Гисина Ф. А., Пономарева С. М. Труды ЛГМИ, 1971, вып. 42, стр. 105—115.

Сформулирована гипотеза, связывающая интегральные масштабы различных компонент пульсаций скорости ветра с дисперсиями соответствующих компонент и скоростью диссипации энергии турбулентности. На основе экспериментальных данных о зависимости дисперсий и скорости диссипации от параметра стратификации z/L в приземном слое исследуются масштабы при разных метеорологических условиях. Полученные результаты дают возможность проанализировать вертикальные профили интегральных масштабов в температурно-стратифицированном приземном слое атмосферы.

Табл. 1. Илл. 7. Библ. 14.

УДК 551.551.5.

Метеорологические условия атмосферной турбулентности, вызывающей болтанку самолетов в слое велопаузы. Булдовский Г. С. Труды ЛГМИ, 1971, вып. 42, стр. 116—121.

Учитывая то, что основной особенностью слоя велопаузы (переходного слоя между западными ветрами нижней стратосферы и восточными ветрами верхней стратосферы), важной для возникновения турбулентности, являются

значительные вертикальные сдвиги направления ветра, было выбрано 96 случаев наличия или отсутствия болтанки самолета в стратосфере, при которых вертикальный сдвиг направления ветра $\frac{\Delta\alpha}{\Delta z} \geq 2,0 \cdot 10^{-2}$ град·м⁻¹.

Проведенный анализ показал, что наиболее важным критерием возникновения турбулентности в слое велопаузы является скорость ветра, обеспечивающая достаточно высокие характеристики успешности диагноза болтанки. Если средняя скорость ветра в слое велопаузы меньше 10 м/сек, то болтанка здесь маловероятна. При скорости ветра 10—15 м/сек следует ожидать в основном слабую болтанку, а при $\bar{V} > 15$ м/сек в слое велопаузы резко возрастает вероятность умеренной и сильной болтанки самолета.

Илл. 2. Библ. 6.

УДК 629.135.4 : 551.5

О полете вертолета в условиях пересеченной местности. Марфель В. Р., Переведенцев Ю. П. Труды ЛГМИ, 1971, вып. 42, стр. 122—128.

Из упрощенной системы уравнений гидротермодинамики получены формулы для расчета характеристик метеорологических полей для целей вертолетождения в случае обтекания потоком вязкой несжимаемой жидкости орографически неоднородной поверхности.

Илл. 1. Библ. 3.

УДК 629.7.073.075.077

О влиянии вертикального сдвига ветра в нижних слоях атмосферы на самолет, совершающий взлет или посадку. Глазунов В. Г. Труды ЛГМИ, 1971, вып. 42, стр. 129—140.

Рассматриваются причины появления в настоящее время интереса к вертикальному сдвигу ветра в нижних слоях атмосферы как фактору, влияющему на взлет и посадку самолета. Главной причиной является повышенная чувствительность современных больших высокоскоростных самолетов к влиянию сдвига ветра в нижнем слое атмосферы. Подробно излагаются определения и рекомендации III и IV сессий КАМ ВМО по сдвигу ветра. Качественно оценивается влияние сдвига ветра, которое заключается в том, что при пересечении слоя со сдвигом ветра самолет испытывает изменение подъемной силы и угла скоса, что может привести к грубой посадке. При посадке с положительным сдвигом ветра может наблюдаться перелет, а с отрицательным — недолет точки касания; кроме того, при левом сдвиге ветра наблюдается «уход влево», а при правом — «уход вправо» с оси ВПП. Показано, что в нижних слоях атмосферы не менее чем в 1% случаев встречаются сдвиги ветра, оказывающие существенное влияние на взлет и посадку. Приведена круговая диаграмма качественного характера влияния сдвига ветра на самолет в зависимости от направления сдвига ветра относительно оси ВПП.

Табл. 1. Илл. 6. Библ. 9.

УДК 551.501

Авиация как звено в системе сбора информации о состоянии атмосферы и поверхности Мирового океана. Шапаев В. М. Труды ЛГМИ, 1971, вып. 42, стр. 141—168.

Рассматривается современная система сбора метеорологической информации о состоянии атмосферы над Мировым океаном с помощью попутных наблюдений самолетов транспортной авиации зарубежных стран. В связи с этим приводятся данные, характеризующие технико-экономические показатели самолетов (тип, крейсерская скорость, высота полета), а также некоторые данные, касающиеся перспектив развития гражданской авиации, и карты-схемы, которые позволяют судить о пространственном распределении воздушных путей над акваторией Мирового океана и об интенсивности их использования различными авиакомпаниями мира.

Сообщаются сведения, касающиеся сбора материалов о состоянии атмосферы и подстилающей поверхности самолетами специального назначения (авиационная разведка, летающие обсерватории).

Илл. 8. Библ. 34.



Труды Ленинградского гидрометеорологического института

Выпуск 42

Проблемы авиационной метеорологии

Редактор *З. Б. Ваксенбург*

М-25526.
Тираж 500.

Подписано к печати 15/XII 1971 г.
Заказ 1284.

Объем 11 печ. л.
Цена 1 р. 21 к.

Ленинградская типография № 12 им. М. И. Лоханкова Главполиграфпрома Комитета
по печати при Совете Министров СССР.
Ленинград, ул. Правды, 15