



СПРАВОЧНАЯ БИБЛИОТЕКА
**АВИАЦИОННОГО
ИНЖЕНЕРА-ИСПЫТАТЕЛЯ**

Б.В.Калиниченко

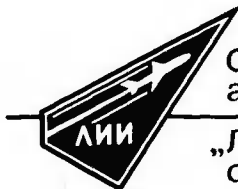
**Летные
характеристики
самолетов
с газотурбинными
двигателями**

Зинченко Д.Н.

26.09.03



Справочная библиотека
авиационного инженера-испытателя



„Летные испытания
самолетов и вертолетов”

Б.В.Калиниченко

Летные характеристики самолетов с газотурбинными двигателями



Москва
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»
1986

ББК 39.52
К17
УДК 629.7.018

Редакционная коллегия справочной библиотеки "Летные испытания самолетов и вертолетов":

К.К. Васильченко (председатель), Г.П. Долголенко, А.М. Знаменская, М.Д. Клячко, Ю.Е. Махонькин, А.Д. Миронов, М.И. Хейфец (ответственный секретарь)

Калиниченко Б.В.

К 17 Летные характеристики самолетов с газотурбинными двигателями. — М.: Машиностроение, 1986. — 144 с., ил. — (Справ. б-ка авиац. инж.-испытателя).

55 коп.

Содержит методы определения в полете летных характеристик самолетов с турбореактивными и турбовинтовыми двигателями. Рассмотрены методы проведения испытаний и приведения к заданным условиям результатов летного эксперимента по определению общих характеристик маневренности, максимальной скорости, скороподъемности и потолка самолета, дальности и продолжительности полета и взлетно-посадочных характеристик.

Для инженеров-испытателей, летчиков-испытателей, работников НИИ и ОКБ, связанных с созданием, летными исследованиями и испытаниями самолетов.

К 3606030000-129 129-86
038 (01)-86

ББК 39.52
6Т5.1

Борис Васильевич Калиниченко

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТОВ С ГАЗОТУРБИННЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Редактор *Е. А. Мокринская*
Художественный редактор *В. В. Лебедев*
Технический редактор *О.В. Чеботарева*
Корректор *М.Б. Вострикова*

ИБ 4866

Сдано в набор 29.01.86.	Подписано в печать 30.07.86.	Т-09481.
Формат 60х90/16.	Бумага офсетная № 2.	Гарнитура Пресс Роман.
Печать офсетная.	Усл.печл. 9,0.	Усл.кр.-отт. 9,37.
Уч.-изд.л. 10,35.	Тираж 5700.	Заказ 534 Цена 55 коп.

Ордена Трудового Красного Знамени Издательство "Машиностроение",
107076, Москва, Б-76, Стромьинский пер., 4

Отпечатано в Московской типографии № 8 Союзполиграфпрома
при Государственном комитете СССР по делам издательств, полиграфии
и книжной торговли. 101898, Москва, Хохловский пер., 7, с оригинал-макета,
изготовленного в издательстве "Машиностроение" на наборно-литоющих машинах

© Издательство "Машиностроение", 1986 г.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Справочная библиотека "Летные испытания самолетов и вертолетов" охватывает широкий круг научно-методических вопросов, возникающих при подготовке и проведении летных испытаний и исследований.

В книгах библиотеки:

самолет, его силовая установка и бортовое (общее и специальное) оборудование рассматриваются как сложная комплексная система, к разработке методов испытаний которой привлекается современный математический аппарат исследования больших систем;

приводится структура испытаний, основанная на комплексном сочетании собственно летных испытаний и моделирования;

в алгоритмах обработки и анализа результатов летных испытаний и моделирования применяются теория подобия, статистические методы и методы идентификации;

рассматриваются информационно-измерительные системы для летных испытаний и излагается методология оценки погрешности результатов измерений;

значительное место отводится автоматизированным системам обработки и анализа результатов измерений и управления летным экспериментом, базирующимся на цифровых вычислительных машинах;

должное внимание уделяется методологии сертификационных испытаний, обеспечивающих повышение безопасности полета пассажирских, транспортных и других самолетов;

достаточно полно отражаются методы летных испытаний и доводки опытных газотурбинных двигателей и силовых установок самолетов и вертолетов;

охватывается широкий круг вопросов, связанных с испытаниями и доводкой большой номенклатуры бортового оборудования (пилотажно-навигационных комплексов, комплексов радиоэлектронного, радиотехнического, электро-и светотехнического оборудования и ряда других систем).

Настоящая книга посвящена методам определения в полете летных характеристик самолетов.

Выпуск книг справочной библиотеки был начат в 1982 г. книгой "Задачи и структура летных испытаний самолетов и вертолетов" /А.Д. Мионов, А.А. Лапин, Г.Ш. Меерович, Ю.И. Зайцев; под ред. А.Д. Миронова.

Подготавливаются к изданию:

С.Н. Колоколов, А.П. Коновалов, В.А. Куратов. Динамика управляемого движения вертолета.

Р.А. Михеев, В.С. Лосев, А.В. Бубнов. Летно-прочностные испытания вертолетов.

Ю.И. Снешко. Устойчивость и управляемость самолета в эксплуатационной области режимов полета.

Р.Г. Ярмаков. Летные испытания первых опытных образцов самолетов.

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

H — геопотенциальная высота
 H_p — барометрическая высота (высота по давлению)
 h — геометрическая высота
 H_E — энергетическая высота
 V — воздушная скорость движения самолета
 V_i — индикаторная скорость
 V_{iz} — индикаторная земная скорость
 V_p — путевая скорость
 $M = V/a$ — число Маха полета
 $Re = \rho V b / \mu$ — число Рейнольдса полета
 V_y^* — вертикальная скорость самолета при полете с $V = \text{const}$
 V_y — вертикальная скорость при полете с $V = \text{var}$
 W_x — проекция скорости ветра на направление скорости летательного аппарата
 a — скорость звука в воздухе
 g — ускорение свободного падения
 g_T — ускорение силы тяжести в условиях полета
 $g_{гр}$ — ускорение силы тяжести в месте градуировки датчиков перегрузок
 m — масса самолета
 m_0 — условная масса самолета
 $G = mg_T$ — вес самолета (сила тяжести)
 $G_0 = m_0 g_c$ — условный вес (сила тяжести) самолета
 p — статическое (атмосферное) давление на высоте полета
 T — статическая температура воздуха на высоте полета
 ρ — плотность воздуха
 μ — динамический коэффициент вязкости воздуха
 Δ — относительная плотность воздуха
 δp — поправка к статическому давлению
 δH — поправка к барометрической высоте
 δV — поправка к индикаторной скорости
 δM — поправка к числу M
 p^* — полное давление заторможенного потока
 p_d — динамическое давление
 $q = \frac{\rho_c V_i^2}{2}$ — скоростной напор
 T^* — температура заторможенного потока
 λ_p — коэффициент запаздывания системы измерения давления
 λ_T — коэффициент запаздывания датчика термометра

n_x — тангенциальная перегрузка
 n_y — нормальная скоростная перегрузка
 $n_{xрг}$ — продольная перегрузка в связанных с датчиком осях координат, зафиксированная регистратором
 $n_{ург}$ — нормальная перегрузка в связанных с датчиком осях координат, зафиксированная регистратором
 α — угол атаки крыла самолета
 c_x — коэффициент лобового сопротивления самолета в скоростной системе осей координат
 c_y — коэффициент подъемной силы самолета в скоростной системе осей координат
 $c_{x\min}$ — минимальный коэффициент лобового сопротивления
 c_y^* — коэффициент подъемной силы при $c_x = c_{x\min}$
 c_{x0} — коэффициент лобового сопротивления при $c_y = 0$
 A — коэффициент аэродинамической поляры самолета
 A_n — коэффициент перегрузочной поляры
 K — аэродинамическое качество самолета
 S — площадь крыла самолета
 h_a — средняя аэродинамическая хорда крыла
 P — тяга силовой установки
 P_x — тангенциальная составляющая тяги
 P_y — нормальная составляющая тяги
 N — полезная мощность силовой установки
 $N_э$ — эквивалентная мощность турбовинтовой силовой установки
 c_p — коэффициент тяги
 η — коэффициент полноты сгорания топлива в основной камере
 η_Φ — коэффициент полноты сгорания топлива в форсажной камере
 G_T — часовой (секундный) массовый расход топлива
 $q = \frac{G_T}{V}$ — километровый массовый расход топлива
 $\bar{q} = \frac{G_T}{aMm}$ — относительный километровый расход топлива
 $\bar{q}_0 = \frac{G_T}{a_c M m_0}$ — условный относительный километровый расход топлива
 m_T — суммарный расход топлива на участке полета
 $c_{уд}$ — удельный расход топлива трубореактивного двигателя (ТРД)

c_3 — удельный расход топлива турбовинтового двигателя (ТВД)

$F_{кр}$ — критическая площадь реактивного сопла

F_{min} — минимальная площадь нерегулируемого реактивного сопла

φ — угол между вектором тяги двигателя и хордой крыла

$\alpha_c = \alpha + \varphi$ — угол между вектором тяги двигателя и проекцией скорости полета на плоскость ОХУ связанной системы координат

L — горизонтальная проекция пути, проходимого самолетом в воздухе или на земле

t — время движения (полета) самолета

ν_a — скоростной угол тангажа

i — угол уклона взлетно-посадочной полосы

f — коэффициент трения качения при разбеге самолета

f_T — коэффициент трения при торможении самолета на пробеге

$z_{x_i} = \frac{x_i}{z} \frac{\partial z}{\partial x_i}$ — показатель ха-

рактеризующий изменение зависимой величины z при изменении любого аргумента x_i на 1%

Приведенные величины

$V_{пр} = V \sqrt{\frac{T_c}{T}} = V_i \sqrt{\frac{p_c}{p}}$ — приведенная скорость полета

$G_{пр} = G \frac{p_c}{p}$ — приведенная сила тяжести (вес) самолета

$P_{пр} = P \frac{p_c}{p}$ — приведенная тяга силовой установки

$N_{пр} = N \frac{p_c}{p} \sqrt{\frac{T_c}{T}}$ — приведенная мощность силовой установки

$G_{т.пр} = G_T \frac{p_c}{p} \sqrt{\frac{T_c}{T}}$ — приведенный расход топлива

$G^*_{т.пр} = G_T \frac{p_c}{p^*} \sqrt{\frac{T_c}{T^*}}$ — приведенный по заторможенным давлению и температуре расход топлива

$n_{пр} = n \sqrt{\frac{T_c}{T}}$ — приведенная частота вращения ротора двигателя

$n^*_{пр} = n \sqrt{\frac{T_c}{T^*}}$ — приведенная по за-

торможенной температуре частота вращения ротора

$L_{пр} = L \frac{T_c}{T}$ — приведенная длина

$t_{пр} = t \sqrt{\frac{T_c}{T}}$ — приведенное время

$h_{пр} = h \frac{T_c}{T}$ — приведенная геометрическая высота

$X_{пр} = X \frac{p_c}{p}$ — приведенная сила лобового сопротивления

$Y_{пр} = Y \frac{p_c}{p}$ — приведенная подъемная сила

$P_{хпр} = P_x \frac{p_c}{p}$ — приведенная касательная составляющая тяги

$P_{упр} = P_y \frac{p_c}{p}$ — приведенная нормальная составляющая тяги

$n_{хпр} = n_x \frac{p_c}{p}$ — приведенная тангенциальная перегрузка

$n_{упр} = n_y \frac{p_c}{p}$ — приведенная нормальная скоростная перегрузка

Индексы

рг — параметр, зарегистрированный или вычисленный по зарегистрированным величинам

рг.и — параметр, зарегистрированный и исправленный с учетом погрешности измерительной системы (чувствительного элемента, преобразователя, тракта передачи данных и др.)

ук — параметр, отчитанный по бортовому визуальному указателю после внесения инструментальной поправки

а — аэродинамическая поправка

зап — поправка на запаздывание

сж — поправка на сжимаемость

инстр — инструментальная поправка

* — параметр в условиях заторможенного потока

с — параметр на уровне моря в условиях стандартной атмосферы
г — параметр в горизонтальном прямолинейном полете
кр — параметр на крейсерском режиме полета на дальность
наб — параметр, при наборе высоты
пл — параметр при планировании
р — параметр при разбеге
отр — параметр при отрыве самолета на взлете
в — параметр на воздушном участке взлетной дистанции
пос — параметр на воздушном участке посадочной дистанции и при касании самолетом земли при посадке

h — параметр на высоте условного препятствия
ср — среднее значение параметра
пр — приведенное значение параметра
з — значение параметра в заданных условиях
ст — значение параметра в стандартных атмосферных условиях (в фактических условиях параметры пишутся без индекса)
ф — параметр работы форсажной камеры (ФК) одноконтурного ТРД
ФИ, ФП — параметры работы ФК первого и второго контуров двигателя соответственно

1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА, РАБОТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И СОСТОЯНИЯ АТМОСФЕРЫ

1.1. ПАРАМЕТРЫ, ИЗМЕРЯЕМЫЕ ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА

Параметры, изменяемые в полете, можно условно разбить на две группы. К первой относятся параметры, без регистрации которых проведение данного вида испытаний не представляется возможным. Ко второй относятся параметры, необходимость регистрации которых определяется в каждом конкретном случае, исходя из степени влияния их на летные данные самолета.

К параметрам первой группы, измерение которых обязательно для всех видов испытаний самолета по определению его летных характеристик, относятся:

- геопотенциальная высота полета;
- индикаторная скорость;
- температура наружного воздуха;
- составляющие вектора перегрузки;
- расход топлива;
- масса самолета;
- частота вращения одного из роторов двигателей;
- крутящие моменты на валах ТВД;
- положение рычагов управления двигателями.

При определении взлетно-посадочных характеристик самолета к этой группе параметров также относятся:

- путь, проходимый самолетом при движении по земле и в воздухе;

путевая скорость;
скорость и направление ветра;
геометрическая высота полета;
углы тангажа и крена;
углы отклонения рулей;
положение взлетно-посадочных устройств;
сигнализация включения средств торможения самолета.

Путевую скорость и геометрическую высоту полета регистрируют также и при определении аэродинамических поправок к приемникам воздушного давления (ПВД).

Ко второй группе регистрируемых параметров относятся:
положение поворотных частей крыла и органов управления самолетом;
положение регулируемых органов воздушно-газового тракта силовой установки;
температура газов за турбиной;
давление воздуха и газов по тракту силовой установки в характерных сечениях;

температура топлива в сечениях установки датчиков расхода топлива;
масса командного топлива;
сигнализация отбора энергии воздушно-газового потока на самолетные нужды.

В случае определения взлетно-посадочных характеристик (ВПХ) при отказах критической силовой установки необходимо также измерять:

угловые скорости по трем осям;
углы атаки и скольжения;
боковые смещения самолета от линии взлета или посадки;
время отказа силовой установки и реакции летчика на отказ.

Выбор методов измерения и информационно-измерительных систем должен производиться исходя из условия обеспечения требуемой точности получения летных характеристик, с учетом выдерживания рациональных соотношений между прогрешностями измерений отдельных параметров.

Кроме этого, системы измерений должны удовлетворять следующим основным требованиям:

обеспечивать регистрацию параметров во всем диапазоне их изменения;

позволять вести измерения в течение необходимого времени полета с требуемой частотой опроса;

обеспечить скорость движения ленты регистратора, достаточную для получения четкой регистрации параметров;

гарантировать надежную регистрацию как медленно, так и быстро протекающих процессов;

обеспечить простоту и удобство обработки с необходимой точностью;

позволять вести автоматизированную и автоматическую обработку результатов измерений с использованием ЭВМ.

Обстоятельное изложение принципов измерения первичных значений параметров, характеризующих режимы и условия полета самолета и работы силовой установки, а также описание информационно-измерительных систем, используемых для летных испытаний самолетов, даны в ра-

ботах [6, 20]. Автоматизированной обработке результатов измерений при летных испытаниях посвящена работа [1]. Настоящая работа рассматривает вопросы использования результатов измерений для получения величин исходных параметров, необходимых при определении летных данных самолетов с ГТД.

1.2. ИЗМЕРЕНИЕ СКОРОСТИ, ВЫСОТЫ, ДАВЛЕНИЯ И ЧИСЛА М ПОЛЕТА

Барометрическая высота полета H_p определяется по измеренному атмосферному давлению P , а скорость — по разности между полным и атмосферным давлениями. Полное и атмосферное давления подаются в камеры приборов (датчиков) от приемников воздушного давления (ПВД), расположенных обычно на фюзеляже и, реже, на крыле самолета. Принципиальная схема измерения высоты и земной индикаторной скорости показана на рис. 1.1. Переход от атмосферного давления к высоте осуществляется при помощи гипсометрических таблиц [3]. Переход к скорости полета от разности давления $p_d = p^* - p$ сложнее.

Из уравнения Бернулли $p_d = \rho V^2 / 2$ для несжимаемой жидкости следует, что между p_d и V нет однозначной зависимости — при одном и том же p_d разным плотностям соответствуют разные V . Разделим и умножим правую часть уравнения на величину ρ_c , тогда

$$p_d = \frac{\rho_c V_i^2}{2} \quad (1.1)$$

будет однозначно связано с индикаторной скоростью $V_i = V \sqrt{\Delta}$. Таким образом, по p_d непосредственно определяется V_i , переход от которой к воздушной скорости осуществляется по формуле

$$V = V_i / \sqrt{\Delta}. \quad (1.2)$$

При скоростях полета, когда воздух нельзя рассматривать как нес-

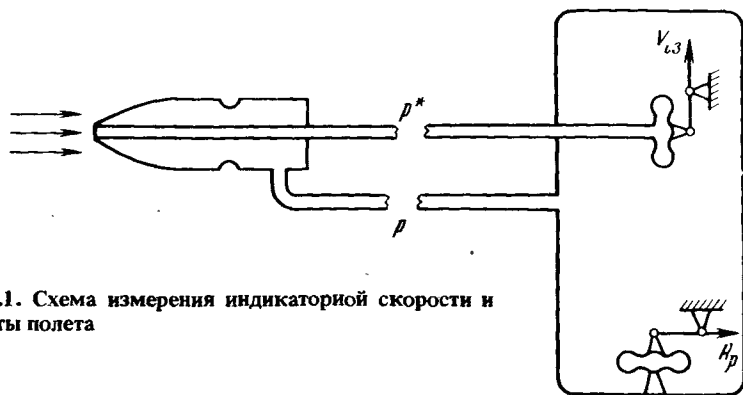


Рис.1.1. Схема измерения индикаторной скорости и высоты полета

жимаемую жидкость, уравнение связи между p_d и V для чисел $M \leq 1,0$ запишется в виде:

$$p_d = p^* - p = p \left[\left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \frac{\rho V^2}{\kappa p} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} - 1 \right], \quad (1.3)$$

откуда следует, что переход от V к V_i не устраняет неоднозначности связи между p_d и скоростью, так как остается неопределенным p . Действительно, в этом случае

$$p_d = p \left[\left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \frac{\rho_c V_i^2}{\kappa p} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} - 1 \right]. \quad (1.4)$$

Для того, чтобы зависимость между ними стала однозначной, необходимо вместо текущего p принять постоянное значение давления, например, p_c , тогда

$$p_d = p_c \left[\left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \frac{\rho_c V_{i3}^2}{\kappa p_c} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} - 1 \right], \quad (1.5)$$

где V_{i3} — индикаторная земная скорость, так как она определяется при стандартном земном давлении p_c .

При числах $M \geq 1,0$ связь между p_d , истинной воздушной скоростью, индикаторной скоростью и индикаторной земной скоростью описывается с помощью уравнений:

$$p_d = p \left\{ \frac{\kappa + 1}{2} \frac{\rho V^2}{\kappa p} \left[\frac{(\kappa + 1)^2 \frac{\rho V^2}{\kappa p}}{\frac{4\rho V^2}{p} - 2(\kappa - 1)} \right]^{\frac{1}{\kappa - 1}} - 1 \right\}; \quad (1.6)$$

$$p_d = p \left\{ \frac{\kappa + 1}{2} \frac{\rho_c V_i^2}{\kappa p} \left[\frac{(\kappa + 1)^2 \frac{\rho_c V_i^2}{\kappa p}}{\frac{4\rho_c V_i^2}{p} - 2(\kappa - 1)} \right]^{\frac{1}{\kappa - 1}} - 1 \right\}; \quad (1.7)$$

$$p_d = p_c \left\{ \frac{\kappa + 1}{2} \frac{\rho_c V_{i3}^2}{\kappa p_c} \left[\frac{(\kappa + 1)^2 \frac{\rho_c V_{i3}^2}{\kappa p_c}}{\frac{4\rho_c V_{i3}^2}{p_c} - 2(\kappa - 1)} \right]^{\frac{1}{\kappa - 1}} - 1 \right\}, \quad (1.8)$$

получаемых из формулы Релея. Формулы (1.5) и (1.8) используются при градуировке измерителей скорости.

Из сравнения полученных формул следует, что $V_{i3} = V_i$ только в том случае, когда в полете $p = p_c$. Если же при этом и $T = T_c$ (т.е. $\rho = \rho_c$), то $V_{i3} = V$. При $p \neq p_c$ индикаторная скорость V_i не равна V_{i3} . Разность $\delta V_{сж} = V_i - V_{i3}$ принято называть поправкой на сжимаемость, хотя по существу она представляет собой величину, на которую отличаются поправки на сжимаемость при полете с одной и той же скоростью V_{i3} на высоте и на уровне моря, из-за разности в числах M полета. Большая часть поправки на сжимаемость учитывается при градуировке.

Таким образом, для перехода от измеренной скорости V_{i3} к скорости V_i требуется знать поправки $\delta V_{сж}$. При определении этих поправок имеют значение три сочетания числа M и скорости V_{i3} : 1) $M < 1$ и $V_{i3} < a_c$; 2) $M \geq 1,0$ и $V_{i3} \geq a_c$; 3) $M \geq 1,0$ и $V_{i3} \leq a_c$. Поправки на сжимаемость определяются при решении уравнений: (1.4) и (1.5) – в первом, (1.7) и (1.8) – во втором и (1.5) и (1.7) – в третьем случаях. Так как аналитическое решение этих уравнений затруднительно, то обычно заранее составляют номограммы, при помощи которых определяют $\delta V_{сж}$ по известным V_{i3} и H .

По измеренным значениям V_i и p подсчитывают число M полета, используя соотношение

$$M = \frac{V}{a} = \frac{V_i}{\sqrt{\frac{\rho}{\rho_c}} \sqrt{\frac{\kappa p}{\rho}}} = \frac{V_i}{\sqrt{\frac{\kappa p}{\rho_c}}} = \frac{V_i}{3,85 \sqrt{p}}, \quad (1.9)$$

в котором V_i берется в км/ч, а p – в Па.

Истинную скорость полета можно вычислить через индикаторную скорость по формуле (1.2) или через число M полета

$$V = 72,2 M \sqrt{T}, \quad (1.10)$$

где V в км/ч.

Измеренные величины p и p_d отличаются от фактических значений этих параметров вследствие инструментальных погрешностей приборов, искажений давлений в местах установки приемников воздушного давления на самолете и запаздываний в передаче давлений от ПВД к чувствительным элементам регистрирующей аппаратуры. Поэтому для получения фактических значений параметров необходимо в измеренные величины внести инструментальные поправки (для визуальных указателей), поправки на отличие местных давлений от их значений на бесконечности и поправки на запаздывание. Тогда

$$p = p_{рг} + \delta p_a + \delta p_{зап} \quad \text{или} \quad (1.11)$$

$$p = p_{ук} + \delta p_{инст} + \delta p_a + \delta p_{зап},$$

$$V_{i3} = V_{рг} + \delta V_a + \delta V_{зап}$$

или

$$V_{i3} = V_{ук} + \delta V_{инст} + \delta V_a + \delta V_{зап}. \quad (1.12)$$

1.3. ФИЗИЧЕСКАЯ СУЩНОСТЬ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОПРАВOK. СВЯЗЬ МЕЖДУ ПОПРАВКАМИ К СКОРОСТИ, ДАВЛЕНИЮ, ВЫСОТЕ И ЧИСЛУ M ПОЛЕТА

Приемник воздушного давления (ПВД) при установке на самолете попадает, как правило, в зоны возмущенного потока из-за влияния отдельных частей самолета. Поэтому измеряемые давления отличаются от их значений в невозмущенном потоке даже при идеальном ПВД, воспринима-

ющем подводимое давление без погрешностей. Поправки на отличие этих давлений получили название аэродинамических.

Искажение статического (атмосферного) давления в большей или меньшей степени наблюдается на всех режимах полета при установке ПВД в любом месте на самолете. Потери полного давления возникают обычно при полете с большими углами атаки (близкими к сваливанию) на всех скоростях полета, а также и с меньшими углами в полете только на сверхзвуковых скоростях в случае расположения ПВД за скачками уплотнения, появление которых обусловлено обтеканием частей самолета. Потери полного давления за прямым скачком, возникающим на ПВД, уже учтены в уравнениях (1.6)... (1.8), полученных из формулы Релея. Таким образом, при правильном выборе места установки ПВД (вне влияния скачков уплотнения от частей самолета) искажение полного давления может иметь место на малом числе нерабочих режимов полета. Поэтому при определении аэродинамических поправок за основной принят случай, когда полное давление в месте установки ПВД не искажается, а аэродинамические поправки являются результатом отличия местного статического и атмосферного давлений. Затем рассматривается, какие дополнительные поправки потребуются вводить в измеряемые давления при наличии потерь полного давления.

Коэффициент давления $\bar{p} = (p_m - p)/q$, характеризующий распределение статического давления p_m по поверхности обтекаемого потоком тела, в общем случае определяется углами атаки α и скольжения β самолета, числами Маха (M), Рейнольдса (Re) и Фруда (Fr), а также степенью турбулентности потока. Поскольку аэродинамическая поправка к статическому давлению $\delta p_a = p - p_{pg} = -(p_m - p)$, то величина относительной аэродинамической поправки $\delta \bar{p}_a = -\bar{p}$ является функцией тех же параметров. Однако опыт летных испытаний показывает, что для каждой конфигурации самолета можно считать $\delta \bar{p}_a$ функцией только угла атаки и числа M полета, т.е.

$$\delta \bar{p}_a = \frac{p - p_{pg}}{q} = f(\alpha, M) \quad (1.13)$$

Степень влияния этих параметров на аэродинамические поправки должна оцениваться для каждого ПВД, установленного на данном типе самолетов. С этой целью материалы полетов по определению аэродинамических поправок, выполненных на нескольких высотах (H_1, H_2, H_3), представляются графически в виде рис. 1.2, на котором вместо α используется c_y (так как измерение истинного α в полете затруднено). Для самолетов, масса которых в полете изменяется мало, удобнее вместо c_y рассматривать V_i , как это показано на рис. 1.3.

Представленные таким образом материалы позволяют определить область I чисел M полета, в которой сжимаемость воздуха не сказывается на величине поправок, и область II, в которой образование скачков уплотнения заметным образом изменяет характер зависимости аэродинамических поправок от числа M . В I области зависимость $\delta \bar{p}_a$ от c_y (V_i) будет единой (сплошная линия) для всех высот, а в случае отсутствия влияния угла атаки $\delta \bar{p}_a = \text{const}$. Во второй области зависимость $\delta \bar{p}_a$ от c_y или V_i расслаивается по высотам полета.

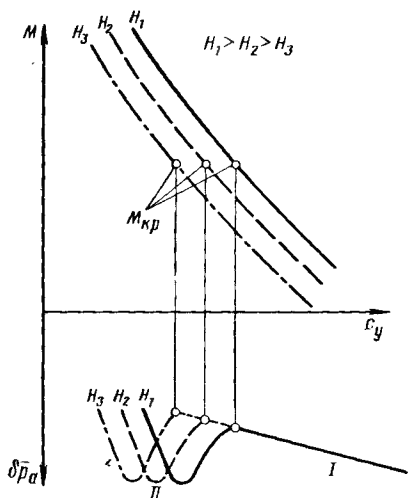


Рис.1.2. Связь аэродинамической поправки $\delta \bar{p}_a$ с c_y и числом M

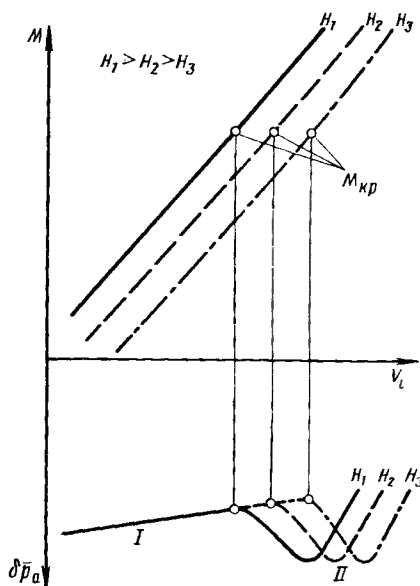


Рис.1.3. Связь аэродинамической поправки $\delta \bar{p}_a$ с M и V_L при $G = \text{const}$

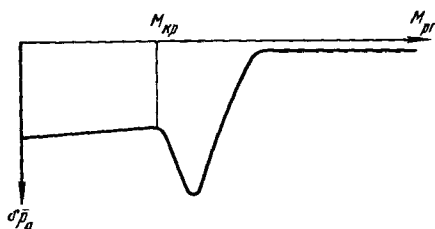


Рис.1.4. Характер изменения аэродинамической поправки $\delta \bar{p}_a$ в зависимости от числа M (при отсутствии влияния α на величину поправки)

Для самолетов с большим изменением массы в полете, в целях практического использования, кривую $\delta \bar{p}_a = f(c_y)$ при $M < M_{кр}$ удобнее перестроить в семейство кривых $\delta \bar{p}_a = f(V_L)$ для ряда $m = \text{const}$, а при $M < M_{кр}$ — в семейство кривых $\delta \bar{p}_a = f(M)$ с параметром $m/p = \text{const}$. При отсутствии влияния α на $\delta \bar{p}_a$ вместо семейства кривых получится одна кривая $\delta \bar{p}_a = f(M)$ (рис. 1.4). Восприятие искаженного давления ПВД приводит к ошибкам в измерении высоты, скорости и числа M и, следовательно, к необходимости вводить в измеренные величины аэродинамические поправки:

к высоте $\delta H_a = H - H_{рг}$;

к скорости $\delta V_a = V_{из} - V_{рг}$;

к числу M $\delta M_a = M - M_{рг}$.

Установим связь между аэродинамическими поправками

$\delta \bar{p}_a, \delta p_a, \delta H_a, \delta V_a$ и δM_a .

Из (1.13) следует, что

$$\delta p_a = \frac{\rho_c V_i^2}{2} \delta \bar{p}_a \quad (1.14)$$

или

$$\frac{\delta p_a}{p} = \frac{\kappa M^2}{2} \delta \bar{p}_a. \quad (1.15)$$

Пренебрегая отличием между геометрической и геопотенциальной высотами при небольших их отклонениях, из уравнения статики атмосферы $dp = -\rho g dh$ имеем

$$\delta H_a = - \frac{\delta p_a}{g \rho} = -29,27 T \frac{\delta p_a}{p}. \quad (1.16)$$

Чтобы найти связь между поправками δp_a и δV_a , обратимся к уравнениям (1.5) и (1.8). Подставляя $p_d = p^* - p$, выразим неизменное полное давление для двух давлений в статической камере: p и $p - \delta p_a$, которым соответствуют скорости $V_{pg} + \delta V_a$ и V_{pg} . Для скоростей $V_{iz} \leq a_c$ по уравнению (1.5) получим

$$p^* = p + p_c \left\{ \left[1 + \frac{\kappa-1}{2} \frac{\rho_c (V_{pg} + \delta V_a)^2}{\kappa p_c} \right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} - 1 \right\}$$

и

$$p^* = p - \delta p_a + p_c \left[\left(1 + \frac{\kappa-1}{2} \frac{\rho_c V_{pg}^2}{\kappa p_c} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} - 1 \right],$$

откуда

$$\delta p_a = p_c \left\{ \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} \frac{\rho_c V_{pg}^2}{\kappa p_c} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} - \left[1 + \frac{\kappa-1}{2} \frac{\rho_c (V_{pg} + \delta V_a)^2}{\kappa p_c} \right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \right\}. \quad (1.17)$$

Аналогично для скоростей $V_{iz} \geq a_c$ из уравнения (1.8) получим:

$$\delta p_a = \rho_c \frac{\kappa+1}{2\kappa} \left[\frac{(\kappa+1)^2}{4\kappa} \right]^{\frac{1}{\kappa-1}} \left\{ \frac{V_{pg}^2 V_{pg}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}{(V_{pg}^2 - \frac{\kappa-1}{2} \frac{p_c}{\rho_c})^{\frac{1}{\kappa-1}}} - \frac{(V_{pg} + \delta V_a)^2 (V_{pg} + \delta V_a)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}{[(V_{pg} + \delta V_a)^2 - \frac{\kappa-1}{2} \frac{p_c}{\rho_c}]^{\frac{1}{\kappa-1}}} \right\}. \quad (1.18)$$

Из равенств (1.17) и (1.18) видно, что существуют функциональные зависимости $\delta V_a = f(V_{pg}, \delta p_a)$ и $\delta V_a = f(V_{iz}, \delta p_a)$, так как $V_{pg} = V_{iz} - \delta V_a$. На практике для определения поправок δH_a и δV_a строят номограммы. Раскладывая правые части уравнений (1.17) и (1.18) в ряд и ограничиваясь первыми членами, можно получить следующую, более простую, формулу, связывающую аэродинамические поправки к скорости и давлению:

$$\delta V_a = W \delta p_a, \quad (1.19)$$

где при $V_{iz} \leq 1225$ км/ч

$$W = - \frac{1}{0,9338 \cdot 10^{-6} p_c V_{\text{рг.и}} (1 + 0,13334 \cdot 10^{-6} V_{\text{рг.и}}^2)^{2,5}}$$

и при $V_{i3} > 1225$ км/ч

$$W = - \frac{1}{1,7168 \cdot 10^{-6} p_c V_{\text{рг.и}}^6 (V_{\text{рг.и}}^2 - 749970)}$$

На рис. 1.5 приведена кривая зависимости W от $V_{\text{рг.и}}$.

Число M полета связано с отношением полного и статического давлений уравнениями Бернулли (для дозвуковых скоростей) и Релея (для сверхзвуковых скоростей):

$$\frac{p^*}{p} = \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad \text{при } M \leq 1;$$

$$\frac{p^*}{p} = \frac{\kappa+1}{2} M^2 \left[\frac{(\kappa+1)^2 M^2}{4\kappa M^2 - 2(\kappa-1)} \right]^{\frac{1}{\kappa-1}} \quad \text{при } M \geq 1.$$

Продифференцировав эти уравнения и заменив дифференциалы конечными приращениями, получаем следующие формулы, связывающие δM_a и δp_a (для $\kappa = 1,4$):

$$\delta M_a = - \frac{1 + 0,2 M^2}{1,4 M} \frac{\delta p_a}{p} \quad \text{при } M \leq 1; \quad (1.20)$$

$$\delta M_a = - \frac{M(7M^2 - 1)}{7(M^2 - 1)} \frac{\delta p_a}{p} \quad \text{при } M \geq 1. \quad (1.21)$$

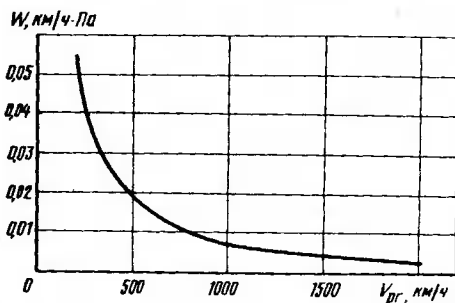


Рис.1.5. Зависимость коэффициента W от $V_{\text{рг.и}}$

В тех случаях, когда имеют место "потери" полного давления в месте установки ПВД, при определении скорости и числа M вводятся поправки на отличие как статического, так и полного давлений. Приведенные выше формулы можно использовать для этой цели, если при получении V_{i3} вместо δp_a оперировать разностью между аэродинамическими поправками к статическому и полному давлениям $\delta p_{a\Sigma} = \delta p_a - \delta p_a^*$ (где $\delta p_a^* = p^* - p_{\text{рг.и}}^*$ — аэродинамическая поправка к полному давлению), а при подсчете числа M — разностью между относительными величинами поправок к полному и статическому давлениям $\delta \bar{p}_{a\Sigma} = \delta p_a/p - \delta p_a^*/p^*$. Однако при летных испытаниях получение аэродинамической поправки к полному давлению затруднено, и ее подсчитывают через поправки к p и V_i .

1.4. КРАТКАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОПРАВК

Методы определения аэродинамических поправок приемников воздушного давления, воспринимающих полное давление без искажения, делят условно на две группы — барометрические и скоростные. Первая группа охватывает методы, базирующиеся на сравнении статического давления $p_{рг}$ ($p_{ук}$), измеренного на борту испытываемого самолета, с атмосферным давлением, а вторая — на сравнении скорости $V_{рг}$ ($V_{ук}$) или числа $M_{рг}$ ($M_{ук}$), измеренных на борту, с фактическими индикаторной скоростью $V_{из}$ или числом M . Методы каждой группы отличаются между собой способами получения истинных атмосферного давления или индикаторной земной скорости (числа M). К группе барометрических относятся методы определения атмосферного давления по измерениям на эталонном самолете, аэростате, буксируемом приемнике, а также экспериментально-расчетным путем. Скоростные методы позволяют получить фактическую индикаторную скорость по материалам внешнетраекторных измерений, полетов на мерной базе и в полете строем. Для режимов полета, на которых имеются неучтенные потери полного давления, требуется одновременное применение барометрического и скоростного методов, так как необходимо иметь фактические значения скорости и атмосферного давления. Выбор того или иного метода определения поправок зависит от конкретных условий проведения испытаний, наличия средств измерения фактических скорости полета и атмосферного давления, а также допустимых погрешностей для аэродинамических поправок.

1.4.1. БАРОМЕТРИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ

При барометрических методах по материалам полетов непосредственно определяют аэродинамическую поправку к статическому давлению

$$\delta p_a = p - p_{рг} = p - p_{ук}. \quad (1.22)$$

Если при этом отсутствуют неучтенные потери полного давления, то поправки к скоростям и числу M получают пересчетом с использованием формул (1.19) ... (1.21).

Одним из распространенных способов определения истинного атмосферного давления является получение по результатам полетов эталонного самолета (аэродинамические поправки для которого хорошо известны) фактической зависимости атмосферного давления от геометрической высоты для диапазона высот, в котором выполняется полет испытываемого самолета по определению аэродинамических поправок. Определение такой зависимости производится в зоне полета испытываемого самолета сразу же после выполнения полета на определение аэродинамических поправок посредством выполнения специальных ("зондирующих") режимов. Одновременно с давлением на эталонном самолете измеряется температура наружного воздуха. Геометрические высоты полета обоих самолетов фиксируются при помощи наземных средств внешнетраекторных измерений

(ВТИ): Имея зависимость $p = f(h)$, по геометрической высоте полета испытываемого самолета находим истинное атмосферное давление, а затем поправку δp_a .

При определении атмосферного давления следует считаться с его возможным изменением вдоль трассы полета при постоянной высоте h . Если такое явление имеет место, то лучше атмосферное давление измерять вдоль всей длины трассы полета испытываемого самолета с целью получения его зависимости и от координат трассы. Результаты такого полета можно привести к одной геометрической высоте (назовем ее опорной) и построить зависимость давления $p_{оп}$ на этой высоте от ординат трассы. Давление на опорной высоте подсчитывается по формуле

$$p_{оп} = (p_{рг.э} + \delta p_{a.э}) \exp \frac{h_э - h_{оп}}{RT_{ср}},$$

где индекс "э" относится к параметрам полета эталонного самолета. Имея такую зависимость, подсчитывают давление p на высоте полета испытываемого самолета

$$p = p_{оп} \exp \frac{h_{оп} - h}{RT_{ср}}. \quad (1.23)$$

Если средства внешнетраекторных измерений отсутствуют, то для получения истинной величины атмосферного давления производится одновременный полет испытываемого и эталонного самолетов. При этом эталонный самолет выполняет полет на постоянной высоте с постоянной скоростью, а испытываемый пролетает рядом, выдерживая постоянную высоту полета, равную высоте самолета-эталона. В случае некоторого различия в высотах полета, разность между ними оценивается визуально. Атмосферное давление в момент прохождения испытываемого самолета около эталонного подсчитывается по формуле (1.23) после подстановки в нее

$$p_{оп} = p_э \text{ и } \Delta h = h_э - h.$$

Для определения атмосферного давления широкое применение находит также экспериментально-расчетный метод без самолета-эталона. При этом процесс получения аэродинамических поправок состоит из нескольких этапов. Сначала поправки определяют на малой высоте ($h = 200 \dots 500$ м), истинное давление на которой можно подсчитать по параметрам воздуха у земли $p = p_m \exp(-h/RT_m)$, где T_m , p_m — температура и давление воздуха по данным метеостанции в точке аэродрома, от которой отсчитывается геометрическая высота (при помощи ВТИ).

Имея аэродинамические поправки $\delta \bar{p}_{a0} = \delta p_{a0}/q$ на высотах у земли в зависимости от угла α и числа M для дозвуковых скоростей полета, производят определение поправок на больших высотах во всем диапазоне чисел M полета. Для этого в эксперименте на малой высоте должно быть показано, что в некотором диапазоне изменение параметров полета $\delta \bar{p}_a$ не зависит от числа M или угла атаки. В первом случае при переходе на большую высоту сохраняется $\alpha = \text{const}$, а во втором — $M = \text{const}$, величина $\delta \bar{p}_{a0}$ при этом не изменится. В обоих случаях определение аэродинамических поправок на большей высоте начинают со скоростей (чисел M), для которых

известно $\delta \bar{p}_{a0}$. Атмосферное давление на этих скоростях $p_{оп} = p_{рг} + \delta \bar{p}_{a0} q$, а в процессе дальнейшего полета на выбранном режиме (разгон, торможение, "площадка") оно подсчитывается по формуле (1.23). Необходимая для этого разность между геометрическими высотами полета определяется по данным внешнетраекторных измерений. Длина используемого участка трассы ограничивается ростом погрешностей геометрической высоты по мере удаления от мест установки средств ВТИ и изменчивостью параметров атмосферы вдоль нее.

Можно указать еще один метод измерения истинного атмосферного давления, а именно при помощи буксируемого приемника, иногда используемого при определении аэродинамических поправок на дозвуковых скоростях полета. Такой приемник буксируется за самолетом с помощью троса на расстоянии, при котором можно пренебречь влиянием самолета на поток, обтекающий приемник. Основным преимуществом этого метода является отсутствие траекторных измерений и простота обработки результатов эксперимента. Однако широкое использование его затрудняется сложностями, связанными с размещением и эксплуатацией буксируемого приемника на самолете, а также необходимостью предварительного исследования зависимости его аэродинамической поправки от режима полета.

1.4.2. СКОРОСТНЫЕ МЕТОДЫ

Сущность методов этой группы состоит в том, что аэродинамическая поправка определяется путем сравнения истинных и измеренных на испытываемом самолете скоростных параметров. В зависимости от используемого метода сравниваются между собой истинные и измеренные скорости или числа M полета. В первом случае аэродинамическая поправка к скорости получается как разность

$$\delta V_a = V_{из} - V_{рг} = V\sqrt{\Delta} - \delta V_{сж} - V_{рг}. \quad (1.24)$$

Относительная плотность Δ может быть подсчитана на основании информации о параметрах атмосферы, полученной при полете на эталонном самолете, или используя измерения на испытываемом самолете. Второй путь является предпочтительней из-за менее сложной организации летного эксперимента, уменьшения объема испытаний и меньшего влияния погрешностей измерений на величину δV_a . В этом случае

$$\Delta = \frac{T_c}{p_c} \frac{p}{T} = \frac{T_c}{p_c} \frac{p_{рг} + \delta p_a}{T} = \frac{T_c}{p_c} \frac{p_{рг} + \delta V_a / w}{T}.$$

После подстановки Δ в уравнение (1.24), решения полученного квадратного уравнения относительно δV_a , упрощения решения путем разложения в ряд Тейлора и пренебрежения величинами более высоких порядков получим

$$\delta V_a = \frac{1}{2} \frac{V^2 \frac{p_{рг}}{T} \frac{T_c}{p_c} - (V_i')^2}{(V_i')^2 - \frac{V^2}{2T} \frac{T_c}{p_c w}}, \quad (1.25)$$

где $V_i' = V_i + \delta V_{сж}$;

$$T = T_{\text{пр}} - r V^2 / 26000,$$

где r — коэффициент торможения приемника; V в км/ч. В случае неучтенных потерь полного давления поправку δV_a определяют только по формуле (1.24) и величину Δ рассчитывают по p и T , полученным из полетов самолета-эталоны или из других заслуживающих доверия источников.

Если аэродинамические поправки получаются путем сравнения чисел M , то

$$\delta M_a = M - M_{\text{пр}}, \quad (1.26)$$

где $M = \frac{V}{a} = \frac{V}{\sqrt{\kappa R T}}$ — истинное число M полета, а $M_{\text{пр}} = \frac{V_{\text{пр}} + \delta V_{\text{сж}}}{\sqrt{\kappa p_{\text{пр}} / \rho_{\text{с}}}} = f\left(\frac{p_{\text{д. пр}}}{p_{\text{пр}}}\right)$ — число M , подсчитанное по величине

$V_{\text{пр}}$ и $p_{\text{пр}}$ для испытываемого самолета. Формула (1.26) применима для подсчета аэродинамической поправки к числу M для случаев, когда нет и когда есть потери полного давления, однако во втором случае по величине δM_a нельзя непосредственно получить поправки δp_a и δV_a .

Одним из наиболее совершенных средств получения истинной скорости полета при определении аэродинамических поправок по формулам (1.24)...(1.26) являются внешнетраекторные измерения [6]. Для ее определения используют данные о составляющих путевой скорости, которые получаются при дифференцировании по времени координат движения испытываемого самолета при горизонтальном полете в двух противоположных направлениях. При сравнении путевых скоростей для равных по модулю, но противоположных по направлению воздушных скоростей, зарегистрированных на борту самолета, для подсчета воздушной скорости легко получить соотношение

$$V = \frac{\sqrt{(V_{\text{пх1}} - V_{\text{пх2}})^2 + (V_{\text{пз1}} - V_{\text{пз2}})^2}}{2 \cos \Delta \psi / 2}$$

где $V_{\text{пх1}}$, $V_{\text{пх2}}$, $V_{\text{пз1}}$, $V_{\text{пз2}}$ — проекции путевых скоростей на оси земной системы координат при движении в разных направлениях; $\Delta \psi = \psi_1 - \psi_2 - 180^\circ$ — погрешность выдерживания встречного направления воздушной скорости.

Если испытательная база не оборудована средствами ВТИ, или по какой-то причине их использовать нельзя, то истинная воздушная скорость самолета может быть определена при полете его вдоль мерной базы [2] с заданной установившейся скоростью полета на малой высоте (50...150 м). Путем деления длины базы на время ее прохождения самолетом определяется путевая скорость. С целью исключения влияния ветра полеты на заданной скорости производят в двух противоположных направлениях, воздушную скорость при этом подсчитывают как среднее из значений путевых скоростей $V = (V_{\text{п1}} + V_{\text{п2}}) / 2$. Строго говоря, эта формула является справедливой, если скорость ветра направлена вдоль мерной базы и величина ее постоянна при полетах в прямом и обратном направлениях. В противном случае величина V будет получаться с некоторой погрешностью. Поэтому использование мерной базы рекомендуется при скоростях ветра не более 5 м/с.

Для подсчета плотности воздуха, необходимой при переходе от истинной скорости к индикаторной земной, температура воздуха принимается равной температуре у земли T_M , а давление подсчитывается по формуле $p = p_M (1 - g_c h / R T_M)$. Если ожидается заметное отличие температуры на земле и на высоте полета, то значения температуры и давления воздуха лучше брать, как и для метода тарировки с ВТИ, по данным измерений на испытываемом самолете.

При определении аэродинамической поправки истинная воздушная скорость может измеряться самолетом-эталоном в полете строем. Для этого испытываемый и эталонный самолеты выполняют установившиеся горизонтальные площадки на одинаковой высоте и с одинаковой скоростью "в строю". По измерениям на самолете-эталоном определяют $V_{iz} = V_{pg.э} + \delta V_{a.э}$, а аэродинамическую поправку подсчитывают как разность $\delta V_a = V_{iz} - V_{pg}$.

1.4.3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОПРАВОК ПРИ НАЛИЧИИ ПОТЕРЬ ПОЛНОГО ДАВЛЕНИЯ

В случае наличия потерь полного давления, которые не могут быть учтены аналитически (например, формулой Релея при $M > 1$); измеренные при помощи ПВД скорости и числа M полета отличаются от истинных их значений также за счет искажения полного давления. Поэтому получить аэродинамические поправки δV_a и δM_a , используя поправку δp_a , нельзя. Определяют три указанные поправки путем непосредственных измерений величин соответствующих скоростей и давлений на одних и тех же режимах полета. Для этого удобно комплексировать барометрические методы, в которых определение атмосферного давления производится при помощи самолета-эталоном или экспериментально-расчетным путем, со скоростным методом, когда истинная воздушная скорость рассчитывается по материалам внешнетраекторных измерений. В отдельных случаях, если позволяют условия безопасности, для этой цели допустимо использовать полеты на мерной базе и полеты строем с самолетом-эталоном. Во всех этих случаях отдельно обрабатываются результаты измерений статического давления и скорости полета. Аэродинамические поправки к статическому давлению и высоте полета получают только барометрическими методами, а к скорости и числу M — только скоростными методами. Оценка величин потерь полного давления производится путем сравнения поправок δV_a и δM_a , определенных непосредственно из полетов, с поправками, полученными при пересчете величин δp_a .

1.5. ОШИБКИ ИЗМЕРЕНИЯ ДАВЛЕНИЙ, ВЫЗВАННЫЕ ЗАПАЗДЫВАНИЕМ

На неустановившихся режимах полета самолета давления, воспринимаемые приемными камерами ПВД, изменяются по времени. Измеренные давления отличаются от давлений, воспринимаемых ПВД, на величину $\delta p_{зап} = p - p_{pg}$.

Методы учета запаздывания были разработаны О.Н.Хариной и Б.В.Смирновым и подробно изложены М.А. Тайцем в книге [2]. Ими показано, что при определенных допущениях можно с достаточной для практических задач точностью принять

$$\delta p_{\text{зап}} = p - p_{\text{рг}} = \lambda_p \frac{dp_{\text{рг}}}{dt}, \quad (1.27)$$

где

$$\lambda_p = \frac{256 \mu l w}{\pi d^4 p_{\text{рг}}}, \quad (1.28)$$

Уравнение (1.27) показывает, что для уменьшения $\delta p_{\text{зап}}$ необходимо стремиться уменьшить величину λ_p путем рационального выбора параметров, его определяющих.

Для внесения поправки на запаздывание необходимо знать величину λ_p . Подсчет его по формуле (1.28) с достаточной точностью для реальной системы измерений давлений затруднителен. Поэтому на практике λ_p определяют экспериментальным путем. На стоянке самолета через заборные отверстия соответствующей камеры ПВД создается разрежение (в статической камере) или избыточное давление (в динамической камере). Включается регистратор давления, быстро открываются отверстия, и камера соединяется с атмосферой. Регистраторы зафиксируют изменение давления по времени в виде некоторой кривой $p_{\text{рг}} = f(t)$. Эта операция повторяется несколько раз с разными начальными величинами разрежения или избыточного давления. Поскольку при таком эксперименте $p = \text{const}$, то для подсчета коэффициента запаздывания λ_p используется уравнение (1.27) в виде

$$\lambda_p = - \frac{1}{d(\ln \delta p_{\text{рг}})/dt},$$

где $\delta p_{\text{рг}} = - \delta p_{\text{зап}}$.

Видно, что λ_p однозначно определяется производной $d \ln p_{\text{рг}}/dt$.

Практика показала, что зависимость $\ln \delta p_{\text{рг}} = f(t)$ близка к линейной за исключением начального и конечного участков кривой $p_{\text{рг}} = f(t)$. Следовательно, для определения λ_p требуется, используя зависимость $p_{\text{рг}}$ от t , получить для каждого $\delta p_{\text{рг}}$ величины производных $\frac{d}{dt} (\ln \delta p_{\text{рг}})$.

Значения коэффициента λ_p , полученные в фактических условиях, приводятся к стандартным атмосферным условиям у земли по формуле

$$\lambda_{pc} = \frac{p}{p_c} - \frac{T_c}{T} \lambda_p.$$

Аналогично подсчитываются коэффициенты λ_{pc} для других перепадов давлений, в результате чего получается зависимость λ_{pc} от средних перепадов давлений δp_0 для обрабатываемых участков кривых $p_{\text{рг}} = f(t)$.

Пересчет полученной зависимости λ_{pc} от δp_0 на другие высоты осуществляется при условии сохранения постоянными λ_{pc} и Re путем пересчета величин δp_0 при помощи соотношения

$$\delta p = \delta p_0 \frac{p_c}{p} \left(\frac{T}{T_c} \right)^{2,82}.$$

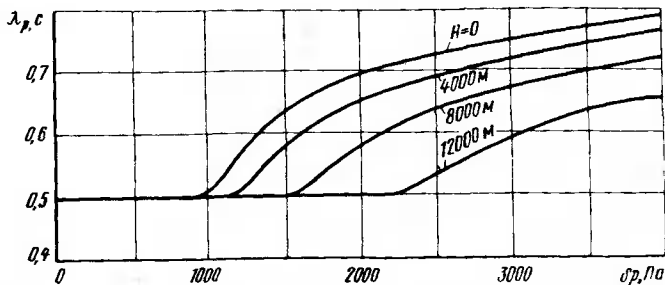


Рис.1.6. Зависимость коэффициента запаздывания λ_p от перепада давлений и высоты

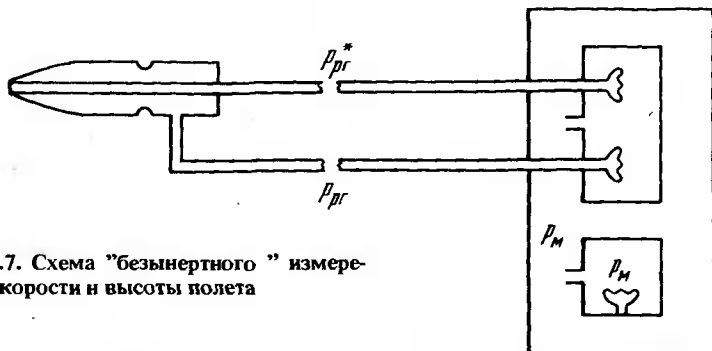


Рис.1.7. Схема "безынертного" измерения скорости и высоты полета

Полученная таким способом зависимость $\lambda_{p,c}$ от Δp и H (рис. 1.6) позволяет находить поправки на запаздывание при полете на любых неустановившихся режимах.

Для современных самолетов поправки к статическому давлению за счет запаздывания могут быть значительными, а введение их является весьма кропотливой операцией. Поэтому необходимо стремиться свести их к малой величине путем уменьшения длин трубопроводов, уменьшения числа подсоединяемых измерителей и подсоединения их по "безынертной" схеме (рис. 1.7).

1.6. ИЗМЕРЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА

Измерение статической температуры наружного воздуха непосредственно на летящем самолете практически не осуществимо. Какой бы ни был датчик измерителя температуры, в нем имеется тело, обтекаемое воздухом и предназначенное для восприятия температуры набегающего потока. В результате неодинакового торможения потока температура в каждой точке поверхности тела будет различной в зависимости от скорости и условий теплопередачи. Для воздуха, рассматриваемого как идеальный газ, температура в каждой точке оценивается при помощи уравнения теплосохранения

$$T_1 + \frac{V_1^2}{2c_p} = T + \frac{V^2}{2c_p}.$$

В частности, в критической точке, где $V = 0$,

$$T_{\text{г}}^* = T^* = T + \frac{V^2}{2c_p}$$

или

$$T^* = T \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \right). \quad (1.29)$$

При сверхзвуковых скоростях полета T^* может достигать величин, при которых вследствие происходящих физико-химических процессов, воздух нельзя считать идеальным газом с постоянным отношением удельных теплоемкостей. В этом случае его принято рассматривать как трехкомпонентную смесь, состоящую из азота, кислорода и аргона, а термодинамические параметры рассчитывать, используя соотношения для смесей. Температура торможения воздуха T^* , подсчитанная по уравнению (1.29), может заметно отличаться от измеренного фактического значения $T^*_{\text{ф}}$. Разность между ними $\Delta T^* = T^* - T^*_{\text{ф}}$ зависит от $T^*_{\text{ф}}$. Так, при скорости полета $V = 3000$ км/ч она составляет 1% от $T^*_{\text{ф}}$, что соответствует 3 К статической температуры при полете на уровне моря и 2,5 К на $H = 11000 \dots 30000$ м. В соответствии с [5] принято рассматривать воздух, как идеальный газ с $\kappa = 1,4$ для $T^* \leq 309$ К и как трехкомпонентную смесь при $309 \text{ К} < T^* \leq 900$ К. Для такой смеси переход от температуры торможения к статической температуре возможен путем численного решения уравнения термодинамики при помощи ЭВМ. Поэтому и для смеси предлагается определять T при помощи уравнения (1.29), подставляя в него температуру торможения $T^* = T^*_{\text{ф}} + \Delta T^*$. Необходимая для этого зависимость ΔT^* от $T_{\text{рг}}$, полученная путем сравнения температур торможения, данных в [5], с температурами, полученными при помощи уравнения (1.29), приведена на рис. 1.8.

В различных конструкциях термометров получаются разные величины подогрева за счет торможения. Для учета этого явления вводится экспериментальный коэффициент торможения r .

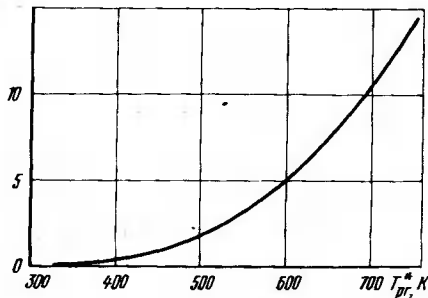
Тогда

$$T_{\text{рг}} + \Delta T^* = T \left(1 + r \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \right)$$

и

$$T = \frac{T_{\text{рг}} + \Delta T^*}{1 + 0,2 r M^2}. \quad (1.30)$$

$\Delta T^*, \text{К}$



В общем случае коэффициент r есть функция чисел M , Re , P_r и κ . Однако многочисленные исследования показали, что в воздушных потоках определяющим являются число M [21] и конструкция датчика. При летных

Рис.1.8. Поправка ΔT^* в зависимости от измеренной температуры торможения воздушного потока

испытаниях обычно используют датчики с продольно обтекаемыми камерами торможения, для которых зависимости r от M определяются соотношением "к" между площадями выходного и входного отверстий. Для оптимальных значений $k = 0,125 \dots 0,25$ коэффициент r практически не зависит от числа M [21]. Следовательно, можно принять $r = \text{const}$, что существенно сокращает объем эксперимента по его определению.

В настоящее время широкое распространение находят электрические термометры сопротивления, коэффициент торможения которых практически равен единице. Для спиртового термометра с камерой торможения в виде гильзы $r \approx 0,95$.

Наряду с коэффициентом r при определении статической температуры T используют так называемый коэффициент качества термометра $N = T_{\text{пр}} / (T^* - \Delta T^*)$. В этом случае

$$T = \frac{T_{\text{пр}} / N + \Delta T^*}{1 + 0,2M^2}.$$

Поскольку $N = \frac{1 + 0,2r M^2}{1 + 0,2M^2}$, то при $r = \text{const}$ коэффициент N зависит от числа M полета и только при $r = 1$ $N = 1$.

При измерении температуры на неустановившихся режимах полета следует учитывать запаздывание приемника температуры по формуле:

$$T = \frac{T_{\text{пр}} + \Delta T^* + \lambda_T \frac{dT_{\text{пр}}}{dt}}{1 + 0,2r M^2}. \quad (1.31)$$

Коэффициент запаздывания λ_T определяется как по продувкам приемников температуры в аэродинамических трубах, так и по материалами специальных испытаний в полете.

1.7. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕРТИКАЛЬНОЙ СКОРОСТИ

Для получения вертикальной скорости при летных испытаниях практически применяют два способа — дифференцирование зависимости высоты от времени и расчет по величине тангенциальной перегрузки.

В полете обычно регистрируется геопотенциальная высота, дифференцирование ее по времени дает вертикальную скорость изменения барометрической высоты полета

$$V_{yp} = \frac{dH_p}{dt}$$

Фактическая величина вертикальной скорости представляет собой производную по времени от геометрической высоты, т.е.

$$V_y = \frac{dh}{dt}.$$

Переход от барометрической к геометрической вертикальной скорости осуществляется при помощи уравнения статики атмосферы $dp = -\rho g dh$ и

уравнения $H = \frac{1}{g_c} \int_0^h g dh$ связи между геопотенциальной и геометрической высотами. При их совместном решении получается, что

$$V_y = V_{yp} \frac{T}{T_{ст}} \frac{g_c}{g}. \quad (1.32)$$

Обычно при вычислении V_y принимают $\frac{g_c}{g} \cong 1$. Тогда

$$V_y = V_{yp} \frac{T}{T_{ст}}. \quad (1.33)$$

Формула (1.33) дает заниженные вертикальные скорости по сравнению с формулой (1.32). Однако получаемая при этом ошибка незначительна. На высоте $H = 30000$ м она составляет 1%, а при $H = 20000$ м — только 0,4%. Необходимые при пользовании формулой (1.32) значения g могут быть взяты из работы [4].

На величину вертикальной скорости при получении ее с помощью зависимости H от t могут оказывать влияние вертикальные перемещения воздуха и изменение скорости ветра с высотой. Хотя скорости вертикальных потоков обычно бывают незначительными, но все же они приводят к ошибкам в определении V_y , особенно при небольших значениях последних. Вследствие этого для полетов по определению V_y самолетов с небольшими избытками тяг (мощностей) правильный выбор состояния атмосферы имеет большое значение.

Более существенным источником ошибок может явиться наличие градиента скорости ветра по высоте.

Если написать уравнения движения самолета по отношению к земле при наборе высоты в условиях отсутствия и наличия градиента ветра [2], то из них легко получить соотношение:

$$V_y = V_{yw} \left(1 - \frac{V}{g} \frac{dw}{dh} \cos \nu_a \right), \quad (1.34)$$

где V_{yw} — вертикальная скорость при наборе высоты с градиентом ветра; dw/dh — производная от проекции горизонтальной составляющей ветра на плоскость полета.

Разница в вертикальных скоростях при полете в условиях безветрия и при наличии ветра определяется направлением ветра, величиной и знаком его градиента, а также скоростью полета. В определенных условиях эта разность может достигать существенных величин. Например, при $V = 200$ м/с, встречном ветре с $\frac{dw}{dh} = 0,01 \frac{\text{м/с}}{\text{м}}$ отношение V_y/V_{yw} составляет 0,8. Таким образом, при наличии большого градиента ветра по высоте необходимо в измеренную вертикальную скорость внести поправку по формуле (1.34).

Если в полете измерялась тангенциальная перегрузка, то вертикальная скорость самолета может быть рассчитана следующим образом. При полете с постоянной скоростью по траектории вертикальная скорость $V^*_y = \frac{P - X}{G}$ связана с тангенциальной перегрузкой $n_x = \frac{P - X}{G}$ очевидным соотношением

$$V^*_y = n_x V. \quad (1.35)$$

Если в режимах набора высоты и снижения скорость самолета по траектории не остается постоянной, то вертикальная скорость V_y отличается от V^*_y . Поскольку

$$V_y = \frac{P - X}{G} V - \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} = V^*_y - \frac{V}{g} \frac{dV}{dh} \frac{dh}{dt},$$

то

$$V_y = \frac{V^*_y}{1 + \frac{V}{g} \frac{dV}{dh}}, \quad (1.36)$$

где величина $\frac{V}{g} \frac{dV}{dh}$ определяет затрату энергии на преодоление касательной силы инерции.

1.8. ИЗМЕРЕНИЕ ПЕРЕГРУЗКИ

При определении летных характеристик требуется получить в полетах без скольжения составляющие вектора перегрузки: по скоростной оси — тангенциальную и по оси подъемной силы — нормальную скоростную. Датчики перегрузок измеряют проекции вектора перегрузки на оси, связанные с датчиками. Поскольку датчики перегрузок градуируются на земле в лабораторных условиях, для которых ускорение силы тяжести $g_{гр}$ отличаются от величин g_T в полете, то измеренные перегрузки при необходимости исправляются на отличие в величинах указанных ускорений. С учетом сказанного, для проекции вектора перегрузки на скоростные оси координат будем иметь:

$$n_x = (n_{хгр} \cos a_d - n_{угр} \sin a_d) \frac{g_{гр}}{g_T}; \quad (1.37)$$

$$n_y = (n_{угр} \cos a_d + n_{хгр} \sin a_d) \frac{g_{гр}}{g_T}, \quad (1.38)$$

где a_d — угол между продольной осью датчика и скоростью полета самолета без скольжения.

Обычно в формулах (1.37) и (1.38) принимают $g_{гр}/g_T = 1$, но с ростом высоты и скорости полета такое допущение может привести к заметным погрешностям.

Ускорение g_T для самолета в условиях полета является суммой четырех слагаемых — ускорения притяжения земли, центростремительного ускорения, ускорений в относительном движении самолета и ускорения Корриолиса. Сумма двух первых слагаемых как для воздуха, так и для самолета на широте $45^\circ 32' 33''$, подсчитанные по формуле $g = g_c \left(\frac{r}{r+h}\right)^2$, приведены в таблицах стандартной атмосферы [4].

Ускорение силы тяжести самолета с учетом ускорений в относительном движении и ускорения Корриолиса может быть подсчитано по формуле:

$$g_T = g_\varphi \left(\frac{r}{r+h}\right)^2 - V(2U \sin \psi \cos \varphi - \frac{V}{r+h}),$$

где U — угловая скорость суточного вращения земли; ψ — угол курса самолета; $r = 6\,356\,767$ м — условный радиус Земли на широте $45^\circ 32' 33''$.

Угол между продольной осью датчика перегрузок и скоростью для полета без скольжения подсчитывается по формуле

$$a_d = a_{уст} + a_0 + a(c_y), \quad (1.39)$$

где $a_{уст}$ — установочный угол датчика по отношению к хорде крыла; a_0 — угол нулевой подъемной силы.

Для самолета с большой энерговооруженностью при определении величины $a(c_y)$ следует учитывать составляющую силы тяги по оси подъемной силы. В противном случае ошибка в значениях перегрузок может достигать существенных значений. Неучет нормальной составляющей тяги уже на углах $\alpha = 10^\circ$ приводит к ошибке в n_x , эквивалентной уменьшению тяги на 3...5%, на углах $\alpha = 20^\circ$ ошибка увеличивается до величин, эквивалентных уменьшению тяги на 13...17%, а в отдельных случаях даже больше. Поэтому следует считать, что

$$c_y = \frac{n_y G - P \sin \alpha_c}{q S} = n_y c_{yT} - c_p \sin \alpha_c, \quad (1.40)$$

где $c_{yT} = \frac{G}{q S}$ — коэффициент подъемной силы в установившемся прямолинейном горизонтальном полете (практически этой формулой следует пользоваться при $\alpha > 10^\circ$). Поскольку $\alpha_c = \varphi_c + \alpha_0 + \alpha(c_y)$ является также неизвестной величиной, то для нахождения a_d и a_c требуется решить совместно уравнения (1.39) и (1.40). Если аналитически это сделать невозможно, решение выполняется методом последовательных приближений. Для линейных участков зависимости $c_y = f(\alpha)$ уравнения (1.39) и (1.40) решаются аналитически, при этом

$$a_d = a_{уст} + a_0 + B \frac{n_y c_{yT} - c_p (\alpha_0 + \varphi_c)}{1 + B c_p},$$

где $B = \partial a / \partial c_y$. Если угол атаки самолета измеряется непосредственно при проведении летного эксперимента, то $a_d = a_{уст} + a$.

Тангенциальную перегрузку в некоторых случаях принято определять путем дифференцирования зависимости полной энергии или, точнее, зависимости энергетической высоты от времени. Полная энергия E самолета с массой m при полете на геометрической высоте h со скоростью V определяется уравнением

$$E = m \left(\int_0^h g dh + \frac{V^2}{2} \right).$$

Частное от деления E на величину mg_c называется энергетической высотой

$$H_E = H + \frac{V^2}{2g_c},$$

а производная от нее по времени, деленная на скорость полета, — тангенциальная перегрузкой

$$n_{xE} = \frac{1}{V} \frac{dH_E}{dt} = \frac{1}{V} \left(V_{yP} + \frac{V}{g_c} \frac{dV}{dt} \right).$$

Однако это будет справедливым только для полета при стандартной тем-

пературе атмосферного воздуха в условиях, когда $g \approx g_c$, так как в фактических условиях полета

$$n_x = \frac{1}{V} \left(V_y + \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} \right).$$

Поэтому полученная при дифференцировании зависимости n_E от t тангенциальная перегрузка должна быть исправлена на отличие в величинах геопотенциальной высоты от геометрической и g_c от g при помощи формулы

$$n_x = \frac{g_c}{g} \left[n_{xE} + \frac{V_{yp}}{V} \left(\frac{T}{T_{ст}} - 1 \right) \right],$$

которую легко получить при сравнении соотношений для n_{xE} и n_x .

1.9. ОПРЕДЕЛЕНИЕ УГЛА АТАКИ

При определении летных характеристик прямое измерение в полете углов атаки самолета с помощью различных датчиков флюгерного типа и пневматических насадков не практикуется из-за сложностей получения истинных значений углов [2,20]. Для их определения, как правило, используются зависимости c_y от α . В случае необходимости определения их в полете, например, при уточнении зависимости между c_y и α , используются экспериментально-расчетные методы.

В установившемся горизонтальном полете тангенциальная перегрузка $n_x = 0$. Тогда, как это следует из уравнений (1.37) и (1.38),

$$\alpha_d = \operatorname{arctg} \frac{n_{xpr}}{n_{ypr}};$$

$$\alpha = \alpha_d - \alpha_{уст} = \operatorname{arctg} \frac{n_{xpr}}{n_{ypr}} - \alpha_{уст}.$$

Другой способ получения α в установившемся прямолинейном горизонтальном полете состоит в измерении угла тангажа ϑ и скоростного угла тангажа ϑ_a . Разность этих углов равна углу атаки

$$\alpha = \vartheta - \vartheta_a.$$

Угол ϑ измеряется в полете [6], а ϑ_a вычисляются по результатам измерений высоты и скорости полета по формуле

$$\vartheta_a = \operatorname{arctg} \frac{V_y}{V} \approx \operatorname{arctg} \frac{dH/dt}{V}.$$

В специальных случаях ϑ_a определяется при помощи средств ВТИ.

На неустановившихся режимах полета величина ϑ_a может быть получена путем интегрирования уравнения движения самолета по оси подъемной силы [25]. Для полета без крена выражение для угла атаки самолета в этом случае может быть представлено в виде

$$\alpha = \alpha_{нач} + \vartheta - \vartheta_{нач} - \int_{t_{нач}}^t \frac{g_T \Delta n_y}{V} dt.$$

Для нахождения $\alpha_{нач} = \vartheta_{нач} - \vartheta_{a,нач}$ в начале режима должна выполняться установившаяся горизонтальная "площадка".

1.10. ИЗМЕРЕНИЕ МАССЫ САМОЛЕТА

Текущее значение массы самолета в полете определяется соотношением

$$m = m_0 + m_{\text{ГР}} + m_{\text{Т}} - m_{\text{Р}}.$$

Масса снаряженного самолета m_0 измеряется на специальных весах [2] при подготовке самолета к испытаниям. Масса груза $m_{\text{ГР}}$ также измеряется на земле, или ее величина принимается по формулярным данным.

Масса заправленного топлива $m_{\text{Т}} = \rho_{\text{Т}} W_{\text{Т}}$ рассчитывается по объему заправленного топлива $W_{\text{Т}}$, отсчитанному по показаниям счетчика топливозаправщика, и по плотности топлива $\rho_{\text{Т}}$, измеренной в момент заправки.

Масса израсходованного топлива $m_{\text{Р}}$ измеряется при помощи расходомеров, которые замеряют объем израсходованного топлива или непосредственно его массу. В первом случае $m_{\text{Р}} = W_{\text{Р}} \rho_{\text{Т}}$, где $\rho_{\text{Т}}$ определяется с учетом изменения его температуры в месте установки датчиков расхода топлива.

2. ОБОБЩЕННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МАНЕВРЕННОСТИ

2.1. ОСНОВНЫЕ ЗАВИСИМОСТИ ДЛЯ ОБОБЩЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

2.1.1. ПОДОБИЕ

УСТАНОВИВШИХСЯ РЕЖИМОВ РАБОТЫ ГТД

При определении летных характеристик самолетов тяга силовой установки не измеряется. Поэтому при разработке методов проведения летного эксперимента, приведения к заданным условиям и анализа результатов измерений требуется знание для данного типа силовой установки зависимости тяги от атмосферных и эксплуатационных факторов. Для установления таких зависимостей удобно использовать методы теории подобия режимов работы газотурбинных двигателей (ГТД).

Основы теории подобия режимов работы ГТД были заложены в работах М.А. Тайца в 1946–47 гг. [27] и в дальнейшем использованы им в работах, опубликованных в 1950–83 гг. [2, 28]. Им было показано, что при соблюдении определенных допущений турбореактивный двигатель (ТРД) с нерегулируемой проточной частью и без форсажной камеры работает на подобных установившихся режимах в случае сохранения неизменными приведенной частоты вращения ротора (турбокомпрессора) $n_{\text{пр}} = n \sqrt{T_c/T}$ и числа М полета. На подобных режимах остаются постоянными приведенная тяга силовой установки $P_{\text{пр}} = P_c/p$, приведенный

расход топлива $G_{\text{т.пр}} = G_{\text{т}} \frac{p_c}{p} \sqrt{\frac{T_c}{T}}$, приведенный расход воздуха $G_{\text{в.пр}} = G_{\text{в}} \frac{p_c}{p} \sqrt{\frac{T}{T_c}}$, а также отношения давлений, температур и ско-

ростей в произвольном сечении проточной части силовой установки к барометрическому давлению, температуре наружного воздуха и скорости полета. Для таких ТРД приведенные тяга и часовой расход топлива могут быть представлены функциями числа M и $n_{пр}$.

В дальнейшем методы теории подобия получили развитие применительно к новым схемам газотурбинных двигателей.

Вопросам теории подобия режимов работы турбореактивных двигателей различных схем посвящена обширная литература [8, 12, 15, 23, 26, 29 ... 31]. Однако, ни в одном из указанных источников не приводится полное обоснование и изложение методов теории подобия применительно ко всем типам современных турбореактивных двигателей. Излагаются лишь отдельные положения теории подобия или следующие из нее выводы. Гораздо меньшее отражение в имеющейся литературе нашли вопросы подобия режимов работы турбовинтовых [15, 23, 26] и в особенности турбовентиляторных [26] силовых установок. Поэтому в целях облегчения понимания излагаемых ниже методов определения летных характеристик самолетов с разными типами ГТД остановимся подробнее на теории подобных режимов работы силовых установок.

Любой авиационный газотурбинный двигатель можно представить как агрегат, проходя через который газовый поток получает некоторое количество тепловой энергии, используемой затем для создания тяги.

Газодинамические и термодинамические процессы, происходящие в газовом потоке во всех авиационных типах ГТД, являются идентичными. Поэтому, излагая теорию подобия режимов работы ГТД, правильно говорить о всем классе самолетных ГТД, отмечая, где это потребуется, отличия, обусловленные способом создания тяги.

При изучении движения газообразной среды, обтекающей заданное тело или проходящей через каналы внутри его, широкое применение находит гидроаэродинамическая теория подобия, базирующаяся на положении о том, что два физических процесса являются подобными, если характерные параметры одного из них могут быть получены из соответствующих параметров другого, взятых в сходственных пространственно-временных точках, простым умножением на одинаковые для всех точек множители, называемые коэффициентами подобия. Обычно при изучении явлений, происходящих при движении газов, приходится иметь дело с двумя видами подобия — механическим и тепловым.

Для соблюдения механического подобия потоков жидкости необходимо обеспечить кинематическое и динамическое подобие. Два установившихся потока жидкости, ограниченные геометрически подобными поверхностями (вне зависимости от того, будут ли это поверхности твердых тел или свободные поверхности), являются кинематически подобными, если скорости в сходственных точках этих потоков пропорциональны. Эти же два потока будут динамически подобными при условии, что действующие на сходные элементы силы пропорциональны в обоих потоках.

Полет самолета осуществляется в результате силового взаимодействия между газовой средой и поверхностью самолета, включая и газоздушные каналы силовой установки. Поэтому при рассмотрении

процессов возникновения поверхностных сил, действующих на самолет, в первую очередь, приходится обращаться к условиям динамического подобия. В многочисленной литературе [9, 13, 24 и 32], посвященной этому вопросу, показано, что два установившихся геометрически подобных потока вязкой, сжимаемой и весомой жидкости при наличии теплообмена будут подобными при равенстве критериев подобия:

числа Маха $M = V/\sqrt{kRT}$, определяющего подобие сил давления в сжимаемой среде и сил инерции;

числа Рейнольдса $Re = \rho V l / \mu = V l / \nu$, определяющего подобие сил трения при ламинарном течении и сил инерции;

числа Пекле $Pe = \rho V l c_p / \lambda$, определяющего подобие температурных полей;

числа Фруда $Fr = V^2 / (gl)$, определяющего подобие сил тяжести жидкости и сил инерции;

показателя адиабаты $k = c_p / c_v$, определяющего особенности течения, обусловленные термодинамическими свойствами газа.

На практике обеспечить полное подобие двух газовых потоков, т.е. удовлетворить всем этим требованиям одновременно, не представляется возможным. Поэтому приходится прибегать к упрощению явлений, заключающемуся в выделении наиболее важных факторов и пренебрежении всеми остальными, или к внесению соответствующей поправки к получаемым результатам на их отличие.

Опыт показывает, что при исследовании течения газозоодушнй смеси по тракту силовой установки можно пренебречь влиянием сил тяжести смеси (числом Фруда), теплообменом (числом Пекле) внутри газа и с внешней средой, а также считать, что теплоемкости газа (показатели адиабаты) в соответственно расположенных точках газового потока сохраняются постоянными при разных температурах газа и воздуха. Как правило, не учитывается также влияние числа Re на гидравлические потери во входном канале, камерах сгорания и реактивном сопле, так как на этих участках течение происходит при весьма больших числах Re (в области автомодельности). Тогда процессы, происходящие в геометрически подобных установившихся потоках, считаются подобными при равенстве чисел M_i в любых сходственных точках потока.

Вопросы подобия газовых потоков для турбореактивных двигателей рассмотрены в работах, посвященных теории лопаточных машин, например, в [31]. В них показано, что в геометрически подобных неподвижных каналах турбореактивных двигателей подобие соблюдается при постоянстве чисел M_i в сходственных сечениях каналов, а для компрессоров и турбин — в случае сохранения неизменными M_{ai} и M_{ui} , полученных по осевой и окружной скорости потока. Обычно за критерии подобия принимают числа M_i на входе в неподвижный канал, компрессор и турбину. Поскольку, как это показано в [28 и 31],

$$M_{ai} = f \left(\frac{1}{D_{Bxi}^2} \frac{G_{Bi} \sqrt{RT_{Bxi}^*}}{p_{Bxi}^*} \right) \text{ и}$$

$$M_{ui} = f \left(\frac{1}{D_{Bxi}^2} \frac{G_{Bi} \sqrt{RT_{Bxi}^*}}{p_{Bxi}^*}, \frac{D_{Bxi} n_i}{\sqrt{RT_{Bxi}^*}} \right),$$

то за критерии подобия для каждой i -й лопаточной машины обычно принимаются безразмерные комплексы

$$\frac{1}{D_{\text{Вх}i}^2} \frac{G_{\text{В}i} \sqrt{RT_{\text{Вх}i}^*}}{p_{\text{Вх}i}^*} \text{ и } \frac{D_{\text{Вх}i} n_i}{\sqrt{RT_{\text{Вх}i}^*}},$$

где $G_{\text{В}i}$ — массовый расход воздуха или газа через соответствующий компрессор или турбину; n_i — частота вращения ротора рассматриваемой лопаточной машины; $D_{\text{Вх}i}$ — диаметр входного канала; $p_{\text{Вх}i}^*$ и $T_{\text{Вх}i}^*$ — параметры заторможенного потока воздуха или газа на входе в машину.

Подвод тепла к воздушному или газовому потоку происходит в основной и форсажной (форсажных) камерах сгорания. В работе [28] показано, что подобие полей давлений, температур и скоростей на выходе из камер обеспечивается при сохранении неизменными чисел M_{kj} и критериев $\frac{\eta_{kj} H_u G_{\text{Т}kj}}{F_{kj} p_{kj}^* \sqrt{RT_{kj}^*}}$, подсчитанных по параметрам заторможенного потока на входе в k -ю камеру j -го газозвдушного контура.

Изложенные условия подобия газозвдушных потоков в отдельных элементах позволяют установить условия подобия процессов, происходящих в силовой установке в целом, при работе двигателей на установившихся режимах, для которых имеет место равенство работы, получаемой при расширении газов в турбинах, и работы, затрачиваемой на сжатие воздуха в компрессорах и вентиляторе. Эти условия в общем случае можно сформулировать следующим образом: геометрически подобные турбореактивные двигатели с регулируемой проточной частью работают на подобных режимах при сохранении неизменными числа M полета, а также безразмерных критериев

$$\frac{\eta_{\text{H}} H_u G_{\text{T}}}{F p_k^* \sqrt{RT_k^*}}, \quad \frac{\eta_{\text{Ф}} H_u G_{\text{TФ}}}{F_{\text{Ф}} p_{\text{Ф}}^* \sqrt{T_{\text{Ф}}^* R}};$$

$$\frac{\eta_{\text{Ф}} H_u G_{\text{TФ}}}{F_{\text{Ф}} p_{\text{Ф}}^* \sqrt{RT_{\text{Ф}}^*}}.$$

Указанные критерии определяют количество тепла, подводимого к потоку в основной и форсажных камерах. Для одноконтурных и для двухконтурных двигателей при установке форсажной камеры только в I (основном) контуре последний критерий отсутствует.

Размеры геометрически подобных двигателей могут быть охарактеризованы линейным размером любого его элемента, так как размеры других сходственных элементов получают простым умножением на постоянный множитель. Примем за такой размер диаметр входного канала перед компрессором. Для подобных течений газа таким же образом могут быть выражены одноименные параметры газового потока в любом сечении через значение этих параметров в каком-то одном сечении, например, на входе в компрессор. В этом случае для геометрически подобных потоков, проходящих через турбореактивные двигатели, за критерии подобия

принимают безразмерные величины: число M полета, $\frac{\eta H_u G_{\text{T}}}{D_{\text{Вх}1}^2 p^* \sqrt{RT^*}}$,

$\frac{\eta_{\Phi I} H_u G_{\text{тфI}}}{D_{\text{вх1}}^2 p^* \sqrt{RT^*}}$ и $\frac{\eta_{\Phi II} H_u G_{\text{тфII}}}{D_{\text{вх1}}^2 p^* \sqrt{RT^*}}$, так как на входе в компрессор $T_1^* = T^*$,

$p_1^* = \sigma_{\text{вх}} p^*$, а коэффициент восстановления давления на входном канале $\sigma_{\text{вх}} = p_1^*/p^*$ является функцией этих величин при постоянном α . Все остальные безразмерные параметры состояния газовой воздушного потока (отношения давлений p_m^*/p^* , температур T_m^*/T^* для любой точки потока, окружные и осевые числа M , или определяющие их безразмерные величины $\frac{1}{D_{\text{вх1}}^2} \frac{G_{\text{вi}} \sqrt{RT^*}}{p^*}$ и $\frac{D_{\text{вх1}} n_i}{\sqrt{RT^*}}$) являются функцией указанных величин. Функцией этих параметров является и безразмерная тяга $P/p^* D_{\text{вх1}}$. Тогда для турбореактивных двигателей с изменяемой геометрией газовой воздушного тракта

$$\frac{P}{p^* D_{\text{вх1}}^2}, \frac{D_{\text{вх1}} n_i}{\sqrt{RT^*}}, \frac{G_{\text{вi}} \sqrt{RT^*}}{D_{\text{вх1}}^2 p^*},$$

$$\frac{p_m^*}{p^*}, \frac{T_m^*}{T^*} = f(M, \frac{\eta_{H_u} G_{\text{т}}}{D_{\text{вх1}}^2 p^* \sqrt{RT^*}}, \frac{\eta_{\Phi I} H_u G_{\text{тфI}}}{D_{\text{вх1}}^2 p^* \sqrt{RT^*}},$$

$$\frac{\eta_{\Phi II} H_u G_{\text{тфII}}}{D_{\text{вх1}}^2 p^* \sqrt{RT^*}}, \alpha, \Sigma \varphi_n, \Sigma \frac{l_k}{D_{\text{вх1}}}, \bar{G}_{\text{в}}), \quad (2.1)$$

где φ_n — угол установки любого регулируемого элемента; $\bar{G}_{\text{в}}$ — относительная величина воздуха, отбираемого для наддува или охлаждения кабины.

Процесс подвода тепла в основной и форсажных камерах сопровождается сложными физико-химическими процессами. Их подобие определяется рядом критериев, обеспечить постоянство которых при геометрическом подобии камер невозможно. Отсутствие подобия, в основном, результат сложных зависимостей коэффициентов полноты сгорания [29] от давления, температуры и скорости потока газов на входе в камеру сгорания, а также от коэффициента состава смеси. Однако, экспериментальные данные показывают, что отсутствие подобия процессов в камерах сгорания не оказывает существенного влияния на подобие режимов работы силовой установки. В большинстве случаев при определении летных данных самолетов с ним можно не считаться, а в тех редких случаях, когда этого нельзя сделать, влияние следует учитывать отдельно. Поэтому будем считать, что для подобных режимов $\eta = \text{idem}$ и $\eta_{\Phi} = \text{idem}$. При работе двигателей на однотипном топливе также $H_u = \text{idem}$ и $R = \text{idem}$. Тогда за критерии подобия, характеризующие подвод тепла к газовому потоку в камерах сгорания, принимаются

$$\frac{G_{\text{т}}}{D_{\text{вх1}}^2 p^* \sqrt{T^*}}, \frac{G_{\text{тфI}}}{D_{\text{вх1}}^2 p^* \sqrt{T^*}} \text{ и } \frac{G_{\text{тфII}}}{D_{\text{вх1}}^2 p^* \sqrt{T^*}}.$$

В практике летных испытаний приходится иметь дело не с семейством геометрически подобных двигателей, а с одним двигателем и, следова-

тельно, в обобщенных параметрах, объединяемых зависимостью (2.1), следует опустить величину $D_{вх1}$. Поскольку T^* и p^* являются функциями атмосферных температуры T и давления p , а также числа M полета, то в эту зависимость удобнее ввести величины p и T . При работе на подобных режимах допустимо не считаться с изменением относительной величины отбора воздуха $\bar{G}_в$ для охлаждения лопаток турбины, наддува кабины и т.д. Тогда, перейдя от безразмерных величин к размерным и вводя понятие приведенных параметров, для конкретного турбореактивного двигателя запишем:

$$\begin{aligned} P_{пр}, n_{пр}, G_{в.пр}, P_{прт}, T_{прт} \dots = \\ = f(M, G_{т.пр}, G_{т.пр} \cdot \phi I, G_{т.пр} \cdot \phi II, \alpha, \Gamma), \end{aligned} \quad (2.2)$$

где символ Γ условно обозначает совокупность всех геометрических параметров газозвдушного тракта, величина которых меняется при регулировании режима работы силовой установки.

Из положений теории подобия течений газовых потоков следует, что для турбовинтовых (ТВД) и турбовинтовентиляторных (ТВВД) двигателей

$$P_{пр}, N_{пр} = f(M, G_{т.пр}, n_{пр}, \alpha, \Gamma). \quad (2.3)$$

В отличие от зависимости (2.2) для турбореактивных двигателей в числе аргументов зависимости (2.3) отсутствуют приведенные расходы топлива через форсажные камеры. В то же время, наряду с расходом топлива через основную топливную камеру, вводят новый определяющий фактор — приведенную частоту вращения воздушного винта (винтовентилятора), которую обозначают через $n_{пр}$.

Из (2.3) следует, что при неизменной геометрии газозвдушного тракта турбовинтовые и турбовинтовентиляторные двигатели работают на подобных режимах при сохранении неизменными числа M полета, приведенного расхода топлива и приведенной частоты вращения винта (винтовентилятора). Развиваемая такими двигателями приведенная мощность (тяга) в основном определяется величиной приведенного расхода, причем зависимость $N_{пр}$ от $G_{т.пр}$ мало отличается от линейной, угловой коэффициент которой незначительно зависит от числа M и приведенной частоты вращения винта $n_{пр}$. Иной характер имеет зависимость мощности от $n_{пр}$. Для ТВД кривые $N_{пр} = f(n_{пр})$ имеют слабо выраженный максимум, причем влияние изменения $n_{пр}$ на $N_{пр}$ в довольно широких пределах в области максимума невелико. При работе в этой области $n_{пр} = f(G_{т.пр}, M)$ и, следовательно,

$$P_{пр}, N_{пр} \cong f(M, G_{т.пр}, \alpha, \Gamma). \quad (2.4)$$

Соотношения (2.2) ... (2.4), строго говоря, справедливы только при установившихся процессах, происходящих в газовом потоке, движущемся по тракту ГТД. На практике самолет, как правило, летает на таких режимах (наборы высоты, снижения, разгоны, торможения и другие маневры), при которых эти процессы на заданном режиме работы ГТД будут неустановившимися. Однако при этом они изменяются относительно медленно (в течение нескольких секунд и даже минут), а к таким процессам применим принцип квазистационарности [26], предполагаю-

щий, что характеристики элементов двигателя, полученные на установившихся режимах, остаются неизменными и на неустановившихся. При этом принимается бесконечно большая скорость перекладки регулирующих элементов с последующим учетом (при необходимости) запаздывания в системе регулирования.

2.1.2. ЗАВИСИМОСТИ МЕЖДУ ОБОБЩЕННЫМИ ПАРАМЕТРАМИ ГТД С РАЗНЫМИ ЗАКОНАМИ РЕГУЛИРОВАНИЯ

Тяга ГТД определяется количеством подводимой к газовому потоку тепловой энергии, выделяемой при сгорании топлива в основной и форсажной камерах. Регулирование геометрических параметров газозвдушного тракта силовой установки направлено на обеспечение максимальной эффективности использования тепловой энергии (с учетом возможного изменения лобового сопротивления самолета) и на обеспечение газодинамической устойчивости работы ГТД. С этой целью производится управление геометрическими параметрами входных устройств, компрессоров (вентиляторов) и выходных устройств силовых установок при изменении условий работы ГТД.

В общем случае геометрические параметры воздухозаборника ГТД изменяются в зависимости от приведенной частоты вращения роторов, числа M полета и угла атаки самолета, а компрессора — от числа M и приведенной частоты. Площади реактивных сопел на срезе F_c зависят от числа M , приведенных основного и форсажного расходов топлива, приведенной частоты вращения и критического сечения сопла $F_{кр}$ (за исключением конического сопла, для которого $F_c = F_{кр} = F_{min}$). С учетом всего этого система уравнений (2.2) преобразуется к виду:

$$P_{пр}, n_{пр}, G_{в.пр}, P_{пр}^*, T_{пр}^* \dots = f(M, G_{т.пр}, G_{т.пр.фI}, G_{т.пр.фII}, F_{кр}, \alpha). \quad (2.5)$$

Следовательно, для сохранения подобия режимов работы силовой установки необходимо выдерживать в любых условиях полета неизменными число M , приведенные основной и форсажный расходы топлива, площадь критического сечения сопла и угол атаки самолета. Это положение является общим для всего класса турбореактивных двигателей.

Сформулированные зависимости между обобщенными (приведенными) параметрами работы справедливы для всех турбореактивных силовых установок вне зависимости от дополнительных требований и ограничений, накладываемых на отдельные параметры двигателей. Однако наличие таких требований и ограничений сужает область условий работы силовой установки, к которой применима теория подобия, а в некоторых случаях даже не позволяет в разных условиях обеспечить работу на подобных режимах.

Тяги силовой установки тем выше, чем больше тепловой энергии подводится к газозвдушному потоку при сжигании топлива в камерах сгорания. Чрезмерное увеличение подачи топлива приводит к появлению недопустимых механических и тепловых нагрузок на отдельные агрегаты

силовой установки. Поэтому величина наибольшей тяги ограничивается допустимыми значениями указанных нагрузок.

Если систему уравнений (2.5) преобразовать так, чтобы в число аргументов входили факторы, определяющие механические и тепловые нагрузки, то получим систему уравнений, общую для всех схем турбореактивных двигателей

$$P_{\text{пр}}, G_{\text{т.пр}}, G_{\text{т.пр.ф I}}, G_{\text{т.пр.ф II}}, n_{\text{пр } i-1}, \\ F_{\text{кр}}, p_{\text{пр } m}^*, T_{\text{пр } m}^* = f(M, n_{\text{пр}}, T_{\text{пр.г}}^*, T_{\text{пр.ф I}}^*, T_{\text{пр.ф II}}^*, \alpha),$$

где $n_{\text{пр}}$ — частота вращения любого ротора, на величину которой накладывается ограничение; $T_{\text{пр.г}}^*$, $T_{\text{пр.ф I}}^*$ и $T_{\text{пр.ф II}}^*$ — температуры газов после основной и форсажных камер сгорания топлива. Следовательно, наибольшая тяга силовой установки ограничивается температурой газов перед турбиной или в одной из форсажных камер и частотой вращения любого из роторов. Поэтому регулирование двигателя для обеспечения наибольшей тяги в любых условиях полета осуществляется при постоянных значениях: $n = n_{\text{max}}$, $T_{\text{г}}^* = T_{\text{г max}}^*$, $T_{\text{ф I}}^* = T_{\text{ф I max}}^*$, $T_{\text{ф II}}^* = T_{\text{ф II max}}^*$. Поскольку

$$n_{\text{пр}} = n \sqrt{T_{\text{с}}/T}, \quad T_{\text{г.пр}}^* = T_{\text{г}}^* T_{\text{с}}/T, \\ T_{\text{пр.ф I}}^* = T_{\text{ф I}}^* T_{\text{с}}/T \quad \text{и} \quad T_{\text{пр.ф II}}^* = T_{\text{ф II}}^* T_{\text{с}}/T,$$

то для режимов полета, на которых все эти параметры достигли максимального значения,

$$P_{\text{пр}}, G_{\text{т.пр}}, G_{\text{т.пр.ф I}}, G_{\text{т.пр.ф II}}, n_{\text{пр } i-1}, F_{\text{кр}}, \dots = f(M, T, \alpha). \quad (2.6)$$

Если на режиме работы наибольшей тяги величина n или любая из температур газа не достигли допустимых максимальных величин, то для этого режима обычно задается закон их изменения в зависимости от температуры торможения T^* . Следовательно, для любых режимов полета с максимальной тягой справедлива система уравнений (2.6). Программа регулирования для достижения максимальной тяги сохраняется, как правило, и на дроссельных режимах, но при этом поддерживаются пониженные значения основных регулируемых параметров.

При дросселировании двигателя в число аргументов уравнения (2.6) должен входить параметр, определяющий режим его работы. Для нефорсированных режимов таким параметром является частота вращения одного из роторов. Поскольку в этом случае $G_{\text{т.ф I}} = G_{\text{т.ф II}} = 0$, то приведенные тяга, расход топлива, частоты вращения других роторов, а также $F_{\text{кр}}$ являются функциями числа M , n , T и α или числа M ; $n_{\text{пр}}$, T и α , а при $F_{\text{кр}} = F_{\text{min}} = \text{const}$ — функциями M , $n_{\text{пр}}$ и α .

Дроссельные форсированные режимы задаются обычно углом отклонения рычага управления двигателем $\alpha_{\text{р.уд}}$. Частота вращения ротора, по которому контролируется режим, может быть постоянной или переменной. Параметрами, определяющими режим работы силовой установки, в этом случае являются число M , частота n , $\alpha_{\text{р.уд}}$, T и α или число M , $n_{\text{пр}}$, $\alpha_{\text{р.уд}}$, T и α . Если дросселирование форсированных режимов осуществляется при $n = \text{const}$, то определяющими являются число M , $\alpha_{\text{р.уд}}$, T и α .

Управление работой силовой установки при условии выдерживания

принятого закона изменения регулируемого параметра сопровождается изменением других параметров, которые в определенных условиях работы могут достигать своих предельных значений. Для предупреждения дальнейшего их увеличения обычно переходят на программу регулирования по параметру, достигшему предельного значения. Эти обстоятельства являются причиной осуществления комбинированных законов регулирования, состоящих из отдельных участков, на каждом из которых поддерживаются постоянные значения соответствующего параметра.

Если в полете на заданном режиме работы двигателей давление воздуха за компрессором p_k^* достигает предельно допустимого значения, то дальнейшее регулирование осуществляется при $p_k^* = \text{const}$, в этом случае в число параметров, определяющих режим работы двигателя, входит атмосферное давление вместо частоты вращения n . При достижении одним из топливных насосов максимальной производительности из определяющих параметров исключается n , но вместо него входят p и T .

Из приведенного материала следует, что в наиболее широком диапазоне условий полета подобные режимы получаются для двигателей с неизменными геометрическими параметрами реактивных сопел ($F_{\min} = \text{const}$) при работе на нефорсированных режимах, так как в этом случае

$$P_{\text{пр}}, G_{\text{т.пр}}, n_{\text{пр}}(i-1) = f(M, n_{\text{пр}}, \alpha). \quad (2.7)$$

При изменяемой $F_{\text{кр}}$, когда

$$P_{\text{пр}}, G_{\text{т.пр}}, n_{\text{пр}}(i-1) = f(M, n_{\text{пр}}, T, \alpha), \quad (2.8)$$

эта область уменьшается из-за необходимости выдерживать $T = \text{const}$.

На форсированных режимах работы, для которых

$$P_{\text{пр}} = f(M, n_{\text{пр}}, \alpha_{\text{р.у.д}}, \alpha) \text{ при } F_{\min} = \text{const} \quad (2.9)$$

$$\text{и } P_{\text{пр}} = f(M, n_{\text{пр}}, T, \alpha_{\text{р.у.д}}, \alpha) \text{ при } F_{\text{кр}} = \text{var}, \quad (2.10)$$

возможность реализации подобных режимов ограничивается еще и требованием обеспечения неизменности заданного режима работы двигателя ($\alpha_{\text{р.у.д}} = \text{const}$).

В случае ограничений по давлению за компрессором или по расходу одного из топлив для нефорсированных режимов

$$P_{\text{пр}} = f(M, p, T, \alpha) \quad (2.11)$$

и для форсированных режимов

$$P_{\text{пр}} = f(M, p, T, \alpha_{\text{р.у.д}}, \alpha). \quad (2.12)$$

Следовательно, при изменении условий полета не представляется возможным получить подобные режимы работы силовой установки.

В отличие от турбореактивных двигателей на ТВД и ТВВД геометрические параметры реактивного сопла не регулируются. Поэтому, как это следует из уравнений (2.3) и (2.4),

$$N_{\text{пр}}, P_{\text{пр}}, G_{\text{в.пр}}, p_{\text{прт}}^*, T_{\text{прт}}^* \dots = f(M, G_{\text{т.пр}}, n_{\text{пр}}, \alpha). \quad (2.13)$$

У ТВД (ТВВД) величины $G_{\text{т.пр}}$ и $n_{\text{пр}}$ не являются независимыми. Использование мощности турбин для работы двух агрегатов (винт и компрессор) обуславливает необходимость автоматического регулирования

режимов их работы. Система регулирования должна обеспечивать для выбранного закона регулирования наиболее оптимальную связь между частотой вращения, поддерживаемой с помощью изменения шага винта, и расходом топлива. Принцип регулирования заключается в том, что при заданном расходе топлива частота вращения должна соответствовать наибольшей мощности. В ряде случаев, по тем или иным соображениям, параметр n выбирается постоянным для определенных условий работы. При этом $n_{\text{пр}}$ не всегда соответствует максимуму зависимости $N_{\text{пр}}$ от $n_{\text{пр}}$. Однако при этом влияние $n_{\text{пр}}$ на $N_{\text{пр}}$ ($P_{\text{пр}}$) будет существенно меньшим, чем влияние других параметров, и при решении ряда задач по определению летных характеристик можно пользоваться зависимостью

$$N_{\text{пр}}, P_{\text{пр}}, G_{\text{в.пр}}, P_{\text{пр.т}}, T_{\text{пр.т}}, \dots = f(M, G_{\text{т.пр}}, \alpha). \quad (2.14)$$

На ТВД обычно применяют две программы обеспечения наибольшей мощности. От земли до некоторой высоты существует зона ограничения мощности, в пределах которой закон подачи топлива и изменение частоты вращения ротора устанавливают исходя из ограничений по прочности редуктора. При этом момент на вале редуктора, частота вращения винта и эффективная мощность остаются неизменными по высоте. На больших высотах регулирование производят из условия получения предельно допустимой температуры газов перед турбиной (зона ограничения температуры газов), мощность двигателя с высотой падает. На крейсерских режимах расход топлива уменьшается пропорционально углу поворота валика топливного крана $\alpha_{\text{в}}$ или углу рычагов управления двигателем $\alpha_{\text{р.у.д.}}$, а частота вращения винта (ротора) должна выбираться таким образом, чтобы обеспечить минимальный расход топлива.

Назовем границей высотности высоту, на которой один закон регулирования заменится другим. Ниже границы высотности расход топлива через ТВД регулируется по типовому закону

$$G_{\text{т}} = (d + d_1 p + d_2 p_1^*) \varphi(\alpha_{\text{в}}), \quad (2.15)$$

а выше — по закону

$$G_{\text{т}} = d_3 p_1^* \psi(T^*) \varphi(\alpha_{\text{в}}), \quad (2.16)$$

где d, d_1, d_2 и d_3 — константы. В обоих диапазонах высот $n = f(\alpha_{\text{в}})$. Следовательно, входящие в уравнение (2.13) и (2.14) параметры $G_{\text{т.пр}}$ и $n_{\text{пр}}$ являются функциями режима работы ТВД и условий полета.

При этом ниже границы высотности

$$G_{\text{т.пр}} = \frac{p_c}{p} - \frac{T_c}{T} \varphi(\alpha_{\text{в}}) f_1(M, p); \quad (2.17)$$

выше границы высотности

$$G_{\text{т.пр}} = \frac{T_c}{T} p_c \varphi(\alpha_{\text{в}}) f_2(M, T), \quad (2.18)$$

а $n_{\text{пр}} = f_3(\alpha_{\text{в}}, T)$ — для обоих диапазонов высот.

Из изложенного следует, что для авиационных ГТД в общем случае можно принять:

$$P_{\text{пр}}, N_{\text{пр}} = f(M, \lambda, \alpha), \quad (2.19)$$

где символом λ обозначен комплекс эксплуатационных и атмосферных пара-

метров, характеризующих режим и условия работы конкретного ГТД. В соответствии с (2.7) ... (2.10) и (2.13) для турбореактивных двигателей:

- 1) при $F_{\min} = \text{const}$ и $G_{\text{т.ф}} = 0$ $\lambda = n_{\text{пр}}$;
- 2) при $F_{\min} = \text{const}$ и $G_{\text{т.ф}} \neq 0$ $\lambda = f(n_{\text{пр}}, \alpha_{\text{р.у.д}})$;
- 3) при $F_{\text{кр}} = \text{var}$ и $G_{\text{т.ф}} = 0$ $\lambda = f(n_{\text{пр}}, T)$;
- 4) при $F_{\text{кр}} = \text{var}$ и $G_{\text{т.ф}} \neq 0$ $\lambda = f(n_{\text{пр}}, \alpha_{\text{р.у.д}}, T)$,

а для турбовинтовых двигателей $\lambda = f(G_{\text{т.пр}}, n_{\text{пр}})$. При полете в разных условиях постоянство параметра λ возможно только при постоянстве каждого из аргументов.

2.2. ОБОБЩЕННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МАНЕВРЕННОСТИ

Фундаментальное обоснование теории полета самолета на подобных режимах и применение ее к определению летных характеристик самолетов для любых заданных атмосферных и эксплуатационных условиях дано М.А. Тайцем в работе [28]. Им показано, что при определении летных данных самолетов по материалам летных испытаний достаточно соблюдать условие подобия мгновенных режимов полета.

Обычно летные и общие маневренные характеристики относятся к полету самолета без скольжения. В этом случае для обеспечения подобия мгновенных режимов полета геометрически подобных самолетов требуется сохранить постоянными: число M полета, приведенную тягу силовой установки, произведение нормальной скоростной перегрузки на приведенный вес самолета. При этом остаются неизменными суммарная приведенная сила, действующая на самолет, произведение тангенциальной перегрузки на приведенный вес самолета $n_x G_{\text{пр}}$, угол атаки самолета и т.д. Если вместо произведений $n_x G_{\text{пр}}$ и $n_y G_{\text{пр}}$ воспользоваться пропорциональными им безразмерными величинами приведенных тангенциальной и нормальной перегрузок, то можно записать:

$$n_{x\text{пр}} = f(M, n_{y\text{пр}}, P_{\text{пр}}); \quad (2.20)$$

$$\alpha = f(M, n_{y\text{пр}}, P_{\text{пр}}). \quad (2.21)$$

Приведенная тяга силовой установки зависит от ряда параметров, характеризующих режим и условия работы ГТД. Поэтому, имея в виду зависимость (2.19), получим

$$n_{x\text{пр}} = f(M, n_{y\text{пр}}, \lambda). \quad (2.22)$$

Обеспечить $P_{\text{пр}} = \text{const}$ при изменении условий полета не для всех типов ГТД представляется возможным. После перехода от $P_{\text{пр}}$ к определяющим ее параметрам для самолетов с турбореактивными двигателями, имеющими $F_{\min} = \text{const}$, зависимость (2.22) приобретает вид:

при работе на нефорсированных режимах

$$n_{x\text{пр}} = f(M, n_{y\text{пр}}, n_{\text{пр}}); \quad (2.23)$$

при работе на форсированных режимах

$$n_{x\text{пр}} = f(M, n_{y\text{пр}}, n_{\text{пр}}, \alpha_{\text{р.у.д}}). \quad (2.24)$$

При изменяемой $F_{кр}$ в число аргументов входит также температура T , в этом случае:

для нефорсированных режимов

$$n_{хпр} = f(M, n_{упр}, n_{пр}, T); \quad (2.25)$$

для форсированных режимов

$$n_{хпр} = f(M, n_{упр}, n_{пр}, \alpha_{р.у.д}, T). \quad (2.26)$$

Для самолетов с ТВД из уравнений (2.13) и (2.22) вытекает, что

$$n_{хпр} = f(M, n_{упр}, G_{т.пр}, n_{пр}). \quad (2.27)$$

Из приведенных соотношений следует, что подобие мгновенных режимов самолетов с турбореактивными двигателями может иметь место во всем диапазоне условий полета только при двигателях с $F_{мин} = \text{const}$, работающих на нефорсированных режимах; для сохранения подобия требуется сохранять неизменными число M , $n_{упр}$ и $n_{пр}$. При работе двигателей, имеющих $F_{мин} = \text{const}$, на форсированных режимах подобие обеспечивается при выполнении дополнительного условия — сохранения неизменным и режима работы ($\alpha_{р.у.д} = \text{const}$). Для двигателей с $F_{кр} = \text{var}$ обеспечить можно только частичное подобие (по числу M и $n_{упр}$). Полет самолетов с ТВД на подобных режимах возможен при сохранении постоянства числа M , $n_{упр}$, $G_{т.пр}$ и $n_{пр}$, а в случае, когда $n_{пр}$ мало влияет на мощность — при сохранении неизменными числа M , $n_{упр}$ и $G_{т.пр}$.

В качестве обобщенных критериев маневренности в ряде случаев рассматриваются коэффициенты $c_{Rx} = n_{хпр} c_{y0}$ и $c_{Ry} = n_{упр} c_{y0}$ проекций результирующих поверхностных сил на касательную и нормаль к траектории полета. Они являются функциями параметров, определяющих $n_{хпр}$ и $n_{упр}$.

Уравнения (2.22) ... (2.27) представляют зависимости между обобщенными характеристиками маневренности, а их графическое изображение называется сетками обобщенных характеристик маневренности, которые по существу являются сетками поляр самолета с работающими двигателями. Типичным вариантом представления таких сеток являются перегрузочные поляры самолета, показанные на рис. 2.1.

Рассмотренные обобщенные характеристики маневренности не включают в себя критерия, характеризующего затраты топлива на выполнение маневра. Но

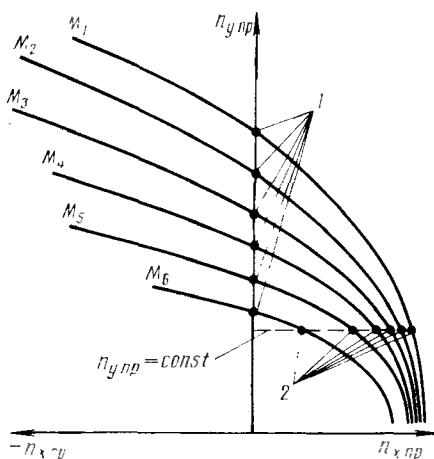


Рис.2.1. Перегрузочные поляры самолета при заданном λ для $M_1 > M_2 > \dots > M_6$:
1 — установившиеся режимы; 2 — разгоны ($n_{упр} = \text{const}$)

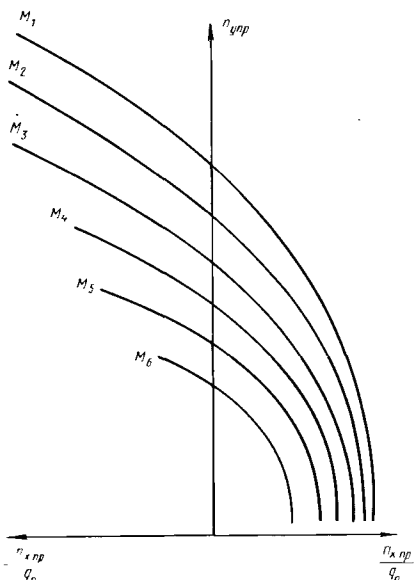


Рис.2.2. Перегрузочные поляры самолета для удельной перегрузки $n_{хпр}/\bar{q}_0$ при заданном λ и $M_1 > M_2 > \dots > M_6$

при летных испытаниях требуется решать также задачи по определению суммарного расхода топлива за маневр. За время dt величина его составляет $dm_T = G_T dt$, а за весь

маневр $m_T = \int_{t_1}^{t_2} G_T dt$. Из уравнения движения самолета

$$m \frac{dV}{dt} = P \cos \alpha_c - X - G \sin \vartheta_a \quad (2.28)$$

следует, что для маневра с изменением полной энергии (энергетической высоты)

$$dt = \frac{dH_E}{n_x V},$$

поэтому

$$m_T = m_1 \left[1 - \exp \left(- \int_{H_{E1}}^{H_{E2}} \frac{\bar{q}_0}{n_{хпр}} dH_E \right) \right], \quad (2.29)$$

где m_1 — масса самолета в начале маневра,

$$\bar{q}_0 = \frac{G_{T.пр}}{a_{с\lambda} M m_0}.$$

Таким образом, величина $n_{хпр}/\bar{q}_0$ характеризует затраты топлива на выполнение маневра и является показателем совершенства самолета с точки зрения обеспечения минимальных суммарных величин расхода топлива. Условный километровый расход топлива $\bar{q}_0$ зависит от тех же параметров, что и тяга силовой установки. Поэтому

$$\frac{n_{хпр}}{\bar{q}_0} = f(M, n_{упр}, \lambda). \quad (2.30)$$

Отношение $n_{хпр}/\bar{q}_0$ в дальнейшем именуется удельной приведенной тангенциальной перегрузкой, а зависимость ее от числа M и $n_{упр}$, по аналогии с зависимостью (2.22), — перегрузочной полярой для удельной перегрузки. Пример такой поляры показан на рис. 2.2.

2.3. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОБОБЩЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МАНЕВРЕННОСТИ ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ ЛЕТНЫХ ДАННЫХ САМОЛЕТА

Из приведенных в разд. 2.2 зависимостей для обобщенных характеристик видно, что в случае полета без скольжения каждому сочетанию значений параметров M_2 , $n_{упр}$ и λ соответствуют вполне определенные значения $n_{хпр}$ и $n_{хпр}/q_0$, независимо от характера движения самолета. Поэтому, как это показано [28], используя сетки обобщенных характеристик маневренности, рассчитывают параметры любых движений самолета при выбранных начальных условиях, а также определяют летные характеристики самолетов для требуемых атмосферных и эксплуатационных условий. В частности, по сеткам могут быть получены:

характеристики установившегося прямолинейного и криволинейного горизонтального полетов;

характеристики скороподъемности и потолок самолета;

характеристики неустановившегося горизонтального полета;

дальность и продолжительность полета при выполнении маневра.

Наиболее широкие возможности для использования обобщенных характеристик маневренности представляются в случае, если подобие режимов полета обеспечивается во всем эксплуатационном диапазоне режимов работы силовой установки, высот и скоростей полета и температур наружного воздуха. Это имеет место при работе турбореактивных двигателей, имеющих постоянную F_{min} на нефорсированных режимах, а также для самолетов с ТВД. Методы получения величин отдельных параметров летных характеристик для самолетов с различными типами ГТД будут подробно изложены в разд. 3 ... 5. Здесь же остановимся только на методах получения необходимых для этого исходных данных.

Точки пересечения кривых $n_{упр} = f(n_{хпр})$ с осью ординат на графиках, представленных на рис. 2.1, соответствуют режимам установившегося горизонтального полета. Отсюда ясно, что заданным значениям $n_{упр}$ соответствуют для этих режимов определенные значения чисел M полета. Таким образом, для режимов установившегося горизонтального полета имеет место зависимость

$$f(M, n_{упр}, \lambda) = 0. \quad (2.31)$$

Графическое представление зависимости (2.31) называется сеткой обобщенных характеристик горизонтального полета (рис. 2.3). Такие сетки позволяют рассчитывать число M установившегося прямолинейного горизонтального полета, а также нормальные перегрузки установившегося выража в зависимости от параметров, определяющих атмосферные и эксплуатационные условия полета.

Точки пересечения прямой $n_{упр} = \text{const}$ с кривыми $n_{упр} = f(n_{хпр})$ (см. рис. 2.1) соответствуют неустановившимся режимам полета с постоянным значением приведенной нормальной скоростной перегрузки. К таким режимам в первую очередь относятся прямолинейный и криволинейный горизонтальные разгоны (или торможения) самолета. Для расчета их кинематических параметров обычно по значениям $n_{хпр}$ в точ-

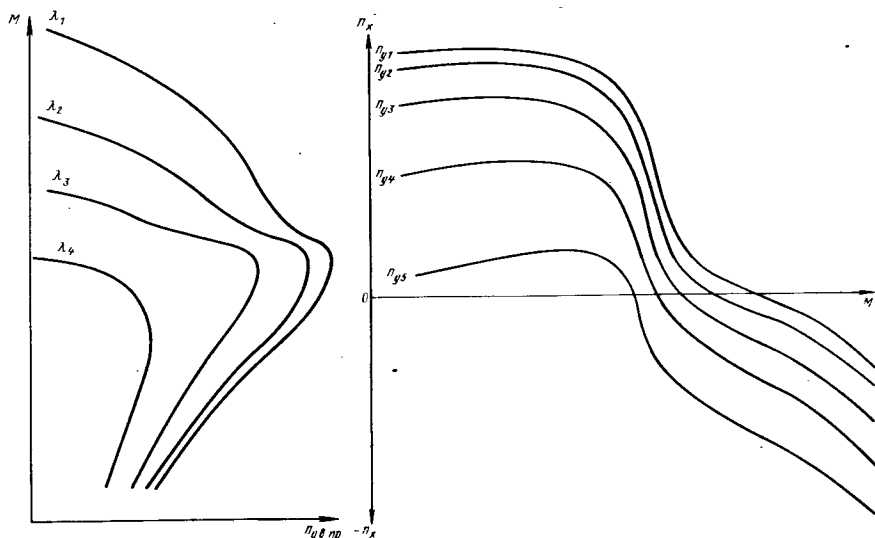


Рис.2.3. Сетка обобщенных характеристик горизонтального полета для разных λ

Рис.2.4. Тангенциальная перегрузка при заданном λ в зависимости от числа M для $n_{y1} < n_{y2} < n_{y3} < n_{y4} < n_{y5}$

как пересечения строят зависимости тангенциальной перегрузки n_x от числа M полета при разных величинах нормальной перегрузки n_y (рис. 2.4). В этом случае по заданным n_y , m и H подсчитывается значение $n_{yпр} =$

$$= n_y \frac{g_T m}{g_c m_0} \frac{p}{p_c}, \text{ и в точках пересечения прямой } n_{yпр} = \text{const} \text{ с кривыми}$$

$$M = \text{const} \text{ рассчитываются величины } n_x = n_{xпр} \frac{g_c m_0}{g_T m} \frac{p_c}{p}.$$

Из соотношений (2.28) при $\vartheta_a = 0$ и $dL/dt = V$ следует, что время и путь, проходимый при изменении скорости от V_1 до V_2 , соответственно равны

$$t_p = \int_{V_1}^{V_2} \frac{dV}{g_T n_x}; \quad L_p = \int_{V_1}^{V_2} \frac{V dV}{g_T n_x}.$$

Поскольку аналитические выражения для подынтегральных функций при летных испытаниях отсутствуют, то обычно используется метод численного интегрирования, при котором

$$t_p = \sum \left(\frac{1}{g_T n_x} \right)_{ср} \Delta V; \quad (2.32)$$

$$L_p = \sum \left(\frac{V}{g_T n_x} \right)_{ср} \Delta V, \quad (2.33)$$

где индекс "ср" означает, что берутся средние значения подынтегральных функций для интервала скорости ΔV .

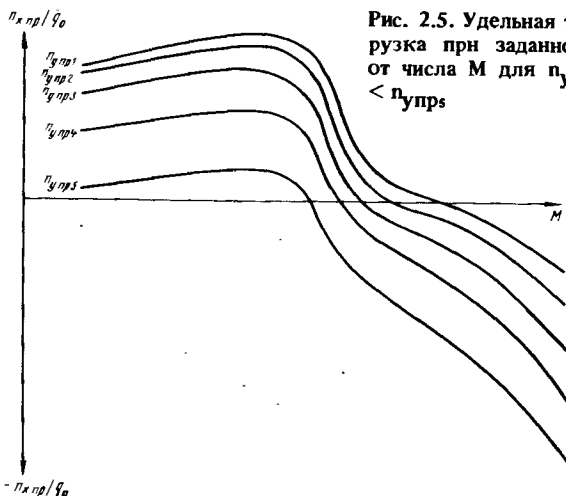


Рис. 2.5. Удельная тангенциальная перегрузка при заданном λ в зависимости от числа M для $n_{y пр1} < n_{y пр2} < \dots < n_{y пр5}$

На рис. 2.2 точки пересечений прямой $n_{y пр} = \text{const}$ с кривыми $n_{y пр} = f(n_{x пр}/\bar{q}_0)$ характеризуют зависимость расхода топлива от числа M (рис. 2.5) на неустановившихся режимах полета с $n_{y пр} = \text{const}$. Суммарный расход топлива необходимый для выполнения горизонтального маневра, рассчитывается при помощи уравнения (2.29), в котором

$$\int_{H_{E1}}^{H_{E2}} \frac{q_0}{n_{x пр}} dH_E = \Sigma \left(\frac{\bar{q}_0}{n_{x пр}} \right)_{ср} \Delta H_E = \Sigma \left(\frac{V \bar{q}_0}{n_{x пр}} \right)_{ср} \Delta V.$$

При оценке характеристик скороподъемности самолета обобщенных характеристик маневренности целесообразно представлять в виде зависимостей приведенной вертикальной скорости

$$V_{y пр}^* = V_y^* \frac{G_{пр}}{G_0} \sqrt{\frac{T_c}{T}} = n_{x пр} a_c M \quad (2.34)$$

от числа M и $n_{y пр}$ (рис. 2.6).

Такие сетки позволяют получать вертикальные скорости для любых выбранных чисел M и условий полета по прямолинейным и криволинейным траекториям. Особый интерес на рис. 2.6 представляет линия ab , соединяющая максимумы кривых $n_{y пр} = \text{const}$; она соответствует режимам максимальной скороподъемности (с $V_{y пр \max}^*$). Точка a пересечения указанной линии с осью абсцисс соответствует условиям полета на теоретическом потолке самолета. Вдоль линии ab число $M_{наб}$ набора высоты

$$M_{наб} = f(n_{y пр}, \lambda). \quad (2.35)$$

Следовательно, и приведенное значение максимальной вертикальной скорости является функцией этих же величин, то есть

$$V_{y пр \max}^* = f(n_{y пр}, \lambda). \quad (2.36)$$

Указанные функции можно представить в виде графиков зависимостей $V_{y пр \max}^*$ и $M_{наб}$ от $n_{y пр}$ при параметре λ (рис. 2.7). Эти графики при-

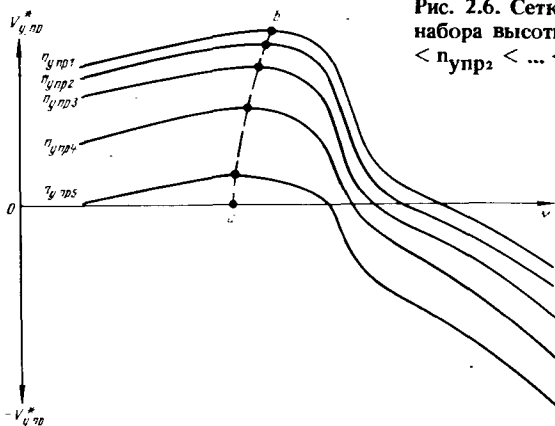


Рис. 2.6. Сетки обобщенных характеристик набора высоты при $\lambda = \text{const}$ для $n_{y, np1} < n_{y, np2} < \dots < n_{y, np5}$

нято называть сетками обобщенных характеристик режимов максимальной скороподъемности.

Приведенные на рис. 2.6 и 2.7 сетки позволяют получать вертикальные скорости при наборе высоты с постоянными числами M для различных величин нормальных скоростных перегрузок. Для режи-

мов скороподъемности, выполняемых в вертикальной плоскости, нормальная перегрузка

$$n_y = \cos \vartheta_a \left(1 + \frac{V^2}{2} \operatorname{tg} \vartheta_a \frac{\partial \vartheta_a}{\partial H} \right).$$

Обычно при анализе характеристик скороподъемности пренебрегают центробежной силой инерции [2] и, следовательно, слагаемым $\frac{V^2}{2} \operatorname{tg} \vartheta_a \frac{\partial \vartheta_a}{\partial H}$;

приближенно также считают, что $\cos \vartheta_a = 1$. В этом случае $n_{y, наб} \approx 1$. Эти допущения приводят к некоторому завышению индуктивного сопротивления и к уменьшению вертикальной скорости по сравнению с действительными их величинами при наборе высоты. Завышение вертикальной скорости возрастает с увеличением угла ϑ_a . Значительные углы ϑ_a свойственны самолетам с большими избытками тяг. Но при больших избытках тяг указанное увеличение сопротивления не окажет заметного влияния на вертикальную скорость. Самолеты с малыми избытками тяг производят набор высоты с малыми ϑ_a . Поэтому, несмотря на большое влияние индуктивного сопротивления на V_y , погрешности ее определения при таких допущениях будут незначительными.

При наборе высоты с $n_y = 1$ и заданной массой самолета m

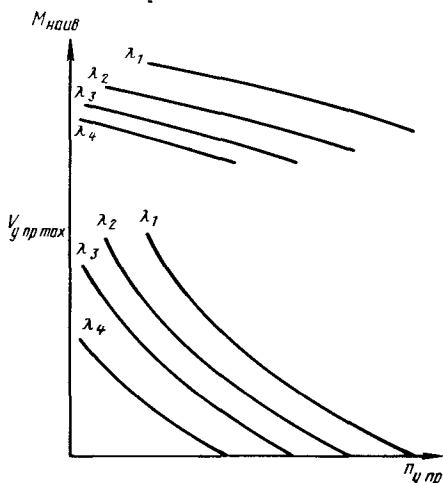


Рис. 2.7. Сетка обобщенных характеристик режимов максимальной скороподъемности

каждому значению $n_{y\text{пр}}$ соответствует определенное значение барометрической высоты полета H_p , определяемое давлением воздуха

$$p = \frac{p_c}{n_{y\text{пр}}} \frac{g_T m_3}{g_c m_0} \cong \frac{p_c}{n_{y\text{пр}}} \frac{m_3}{m_0}.$$

Следовательно, если $m_3 = \text{const}$, то для режима максимальной скорости подъема $V_{y\text{пр max}} = f(H, \lambda)$ и $M_{\text{наб}} = f(H, \lambda)$, откуда для выбранного режима работы силовой установки получают зависимости $V_{y\text{пр max}}$ от высоты полета в стандартных условиях, от температуры воздуха и массы самолета на заданной высоте и ряд других зависимостей.

Аналогичным образом находят величины $V_{y\text{пр max}}$ и для режимов набора высоты с нормальными скоростными перегрузками, отличными от единицы. В этом случае высота полета определяется по давлению атмосферы:

$$p = \frac{n_{y3}}{n_{y\text{пр}}} \frac{g_T m_3}{g_c m_0} p_c \cong p_c \frac{n_{y3}}{n_{y\text{пр}}} \frac{m_3}{m_0}.$$

Переход от приведенных к фактическим вертикальным скоростям осуществляется при помощи формулы

$$V_y^* = V_{y\text{пр}}^* \frac{g_c m_0}{g_T m_3} \frac{p}{p_c} \sqrt{\frac{T_c}{T_3}}. \quad (2.37)$$

Вертикальные скорости $V_{y\text{пр}}^*$, получаемые с использованием обобщенных характеристик маневренности, соответствуют режимам набора высоты с постоянными воздушными скоростями полета. Если же набор высоты осуществляется с переменной скоростью, то избыток тяги затрачивается как на подъем самолета, так и на преодоление касательной силы инерции. В этом случае истинные вертикальные скорости имеют значения [2]:

$$V_{y\text{пр}} = \frac{(P_{\text{пр}} - X_{\text{пр}}) a_{\text{с}} M}{G_0 \left[1 + \frac{1}{2g} \frac{d(V^2)}{dh} \right]} = \frac{V_{y\text{пр}}^*}{1 + \frac{1}{2g} \frac{d(V^2)}{dh}},$$

$$V_y = \frac{(P - X) V}{G \left[1 + \frac{1}{2g} \frac{d(V^2)}{dh} \right]} = \frac{V_y^*}{1 + \frac{1}{2g} \frac{d(V^2)}{dh}}. \quad (2.38)$$

Как видно, доля избытка тяги, затрачиваемая на преодоление касательной силы инерции, возрастает с ростом скорости полета. Это необходимо иметь в виду при определении наивыгоднейшего режима набора высоты по зависимости $V_y^* = f(V)$, полученной из сеток обобщенных характеристик маневренности. При уменьшении скорости набора по сравнению со скоростью, на которой получена $V_{y\text{max}}^*$, можно получить несколько большее ее значение. Однако опыт показывает, что в большинстве случаев разность между скоростями набора, полученными обоими способами, находится в пределах, не оказывающих влияния на величину $V_{y\text{max}}$.

Используя сетки характеристик маневренности и зависимость $V_{y \max}$ от высоты полета, определяют потолок самолета и строят барограмму набора высоты. Обычно находят теоретический и практический потолки. Теоретический потолок определяется в точке $V_{y \max} = 0$, а практический — в точке, в которой величина $V_{y \max}$ задается в зависимости от класса самолета. При расчете барограммы подъема самолета (зависимости

$H = f(t)$) время набора высоты $t = \int_{H_0}^H dH/V_{y \max}$ подсчитывают путем интегрирования зависимости $1/V_{y \max}$ от H , полученной по сеткам обобщенных характеристик. Обычно используется метод численного интегрирования.

Просуммировав время для всех интервалов, находим время полета при наборе высоты от H_0 до H :

$$t = \Sigma \left(\frac{1}{V_{y \max}} \right)_{\text{ср}} \Delta H. \quad (2.39)$$

Если действительную зависимость $V_{y \max}$ от H можно заменить линейной, то время набора заданной высоты вычисляется по формуле

$$t = \frac{H_{\text{теор}} - H_0}{V_{y \max 0}} \ln \frac{H_T - H_0}{H_T - H},$$

где H_0 — начальная высота интегрирования, а $V_{y \max 0}$ — вертикальная скорость на этой высоте.

2.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ

ОБОБЩЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МАНЕВРЕННОСТИ ПРИ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ

Для определения сетки обобщенных характеристик маневренности могут быть использованы практически любые эволюции самолета, выполняемые с углами скольжения $\beta = 0$. Проще всего сетку получить по результатам криволинейных разгонов и торможений с заданным законом изменения нормальной перегрузки (в том числе и с $n_y = 1$) в процессе режима, а также из специальных маневров в вертикальной плоскости, в процессе которых происходит плавное изменение по выбранному закону нормальной скоростной перегрузки.

Разгоны и торможения производят при полете в диапазоне чисел M от M_1 , которое несколько превышает $M_{\min}$ (для данного n_y), до M_2 , близкого к $M_{\max}$. Максимальное значение нормальной перегрузки во время торможения не должны превышать максимального допустимого ее значения для данного самолета (назначаемого по условиям сваливания или прочности). В общем случае разгоны и торможения выполняются во всем эксплуатационном диапазоне изменения n_y .

Рекомендуется следующий примерный порядок выполнения разгонов. На выбранной высоте при неизменном режиме работы двигателя

($\alpha_{p.y.d} = \text{const}$) сначала производится прямолинейный ($n_y = 1$) разгон самолета от M_1 до M_2 , после чего, без изменения высоты и режима работы, самолет вводится в вираж с заданной перегрузкой $1 < n_{y3} < n_{y\text{доп}}$, которая обеспечивает торможение самолета от M_2 до предполагаемого нового значения M_1 . Если при торможении достигается режим установившегося виража, то для дальнейшего уменьшения скорости необходимо дополнительно увеличить n_{y3} . При появлении признаков достижения допустимых углов атаки по сваливанию $\alpha_{\text{доп}}$ дальнейшее торможение можно продолжать при условии выдерживания достигнутого значения $\alpha_{\text{доп}} = \text{const}$ или при уменьшенном значении n_{y3} . В последнем случае может потребоваться несколько раз уменьшать величину n_{y3} . Последующие разгоны и торможения выполняются при других значениях нормальных перегрузок. Методика их выполнения остается прежней. При планировании таких режимов необходимо иметь в виду, что в заданных условиях полета разгон самолета обеспечивается только до некоторых $n_y > 1,0$. Поэтому для осуществления ряда торможений потребуется повторение разгонов с одними и теми же величинами нормальных перегрузок.

Разгоны самолета с $0 \leq n_y \leq 1$ производится на режимах снижения самолета в вертикальной плоскости с заданной величиной нормальной перегрузки.

При выполнении маневра в вертикальной плоскости с изменением нормальной перегрузки исходным режимом является горизонтальный прямолинейный полет на малой скорости. В конце такого режима тяга силовой установки увеличивается до необходимого уровня и в процессе разгона производится на ряде чисел M плавное изменение n_y . Применяют две программы изменения n_y по времени. В одной из них сначала производят уменьшение n_y от единицы до нуля и затем — увеличение до $n_{y\text{доп}}$, а в другой, наоборот, — сначала увеличение до $n_{y\text{доп}}$ и последующее уменьшение до нуля [35]. Выбор того или другого порядка выполнения маневра зависит от величины избытка тяги и требований, предъявляемых к изменениям высоты и числа M полета на маневре.

По результатам каждого разгона и торможения или вертикального маневра рассчитывается ряд значений $n_{хпр}$, $n_{упр}$, $n_{хпр}/\bar{q}_0$ и M с частотой, определяемой характером протекания и длительностью режима. Поскольку эксплуатационные и атмосферные условия, при которых выполняют разные полеты и режимы, различаются, то полученные величины приводят к единым заданным условиям полета с использованием методов, изложенных в разд. 2.5, 3.5 и 4.6.

При построении перегрузочных поляр возможны два метода анализа полученного материала — графический и регрессионный. При применении первого из них по данным, полученным в результате разгонов и торможений, строят графики зависимостей $n_{хпр}$, $n_{упр}$, $n_{хпр}/\bar{q}_0$ от числа M , по которым для выбранных значений числа M получают необходимые значения $n_{хпр}$, $n_{упр}$ и $n_{хпр}/\bar{q}_0$. По материалам вертикальных маневров в этом случае строятся зависимости числа M , $n_{хпр}$, $n_{упр}$ от времени полета на маневре и, если изменением числа M при этом можно пренебречь, из такого маневра непосредственно получается зависимость между $n_{хпр}$ и

$n_{упр}$ для данного значения M . Если же числа M на маневре меняются заметно, то по материалам ряда маневров строятся кривые $n_{хпр} = f(M)$ при параметре $n_{упр}$, по которым для выбранного M определяются значения $n_{хпр}$ и $n_{упр}$.

При применении регрессионных методов зависимость $n_{хпр} = f(M, n_{упр}, n_{пр})$ или зависимость $n_{хпр} = f(M, n_{упр}, T)$ для $\alpha_{р.у.д} = \text{const}$ аппроксимируют при помощи многочленов и, используя числовой материал, полученный в результате обработки измерений, по методу наименьших квадратов определяют коэффициенты многочлена, после чего подсчитывают сетки обобщенных характеристик маневренности.

Для построения сеток маневренности целесообразно использовать также результаты полета на установившиеся горизонтальные "площадки" и виражи, а также на "зубцы".

"Площадки" и виражи выполняют при определении скоростных характеристик на постоянной высоте с заданными неизменными скоростями (числами M) полета и нормальными скоростными перегрузками (на площадях $n_y = 1$).

"Зубцы" используются при оценке характеристик скороподъемности или планирования самолета. Они представляют собой подъемы или снижения самолета на постоянных (по указателю) скоростях полета. При этом каждый набор выполняется около заданной средней высоты полета в следующей последовательности. В горизонтальном полете ниже или выше средней высоты устанавливается заданная скорость. Затем на заданном режиме работы силовой установки самолет переводится в режим набора или снижения. К началу выполнения зачетного участка "зубца" требуется иметь полностью установившийся режим полета и работы двигателя.

Рассмотренные методы позволяют построить сетки обобщенных характеристик маневренности для любого режима работы ГТД в заданных условиях полета. При этом условия и порядок выполнения летного эксперимента, а следовательно, и его объем определяются типом газотурбинной установки и законом регулирования режимов ее работы.

Для самолетов с турбореактивными двигателями, у которых режим и условия работы зависят от приведенной частоты вращения, сетки, типа показанной на рис. 2.1, должны строиться при нескольких значениях $n_{пр}$. Для самолетов с турбореактивными двигателями, у которых режим работы определяется положением рычагов управления двигателями, а условия полета — температурой атмосферного воздуха, — при нескольких значениях $\alpha_{р.у.д}$ в разных температурных условиях. Очевидно, что во втором случае число экспериментов будет в i раз больше, где i — число температур T , для которых строятся сетки. Еще большим будет объем летных испытаний, если условия работы силовой установки определяются атмосферным давлением и температурой.

Из-за большого объема летного эксперимента использование сеток обобщенных характеристик маневренности при всех случаях летных испытаний не целесообразно. Они должны определяться на маневренных самолетах в полном диапазоне углов атаки и чисел M при одном режиме работы силовой установки для типовых условий полета. Поэтому для

определения летных и маневренных данных самолетов существуют упрощенные методы, являющиеся частными случаями метода обобщенных характеристик. Так, для получения маневренных и высотно-скоростных характеристик используется экспериментально-расчетный метод; для нахождения дальности и продолжительности полета, а также максимальных скоростей — сетки обобщенных характеристик и т.д.

2.5. ПРИВЕДЕНИЕ ОБОБЩЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МАНЕВРЕННОСТИ К ЗАДАНЫМ АТМОСФЕРНЫМ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМ УСЛОВИЯМ ПОЛЕТА

Величины обобщенных параметров маневренности при заданном режиме работы силовой установки зависят от атмосферных и эксплуатационных условий полета. Поскольку полеты на их определение выполняются, как правило, в разных случайных условиях, то получаемые результаты необходимо приводить к единым фиксированным условиям полета. Атмосферные условия характеризуются давлением и температурой наружного воздуха, а эксплуатационные — значениями регулируемых параметров работы силовой установки и массой самолета. Приведение к давлению и температуре, соответствующим стандартной атмосфере [4], называется приведением к стандартным атмосферным условиям, а к давлению и температуре, отличным от стандартных, — приведением к заданным атмосферным условиям. Аналогично, приведение к номинальным величинам регулируемых параметров работы силовой установки, характерным для данного режима работы, и к требуемой массе самолета называется приведением к заданным эксплуатационным условиям. В последнем случае приведение осуществляется только по тем параметрам, которые измеряются в полете. Влияние неконтролируемых в полете параметров на обобщенные характеристики не учитывается и поэтому увеличивает случайный разброс получаемых данных.

Из уравнений (2.22) ... (2.27) следует, что при заданном режиме работы силовой установки ($\alpha_{p.u.d} = \text{const}$) между обобщенными характеристиками и параметрами, определяющими атмосферные и эксплуатационные условия, существует зависимость $F(n_{xпр}, n_{yпр}, M, p, T, \Sigma x_i) = 0$, где x_i означает любой измеряемый в полете эксплуатационный параметр работы силовой установки (частоты вращения роторов, расход топлива, температуру газов за турбиной и т.д.). Решить при помощи одной этой зависимости задачу о нахождении величин приведенных тангенциальной и нормальной перегрузок, а также числа M в измененных условиях полета нельзя. Для этого необходимо выбрать законы изменения двух из трех названных параметров (или каких-либо других величин, однозначно определяющих эти параметры). Очевидным является приведение при сохранении неизменными числа M полета и коэффициента подъемной силы. При этом на заданные условия полета пересчитываются приведенные тангенциальная и нормальная скоростная перегрузки.

Влияние условий полета на обобщенные критерии маневренности

проявляется как непосредственно через внутреннюю тягу силовой установки, так и через коэффициенты c_x и c_y внешних аэродинамических сил.

Дело в том, что при принятой схеме разделения поверхностных сил к аэродинамическим характеристикам планера относятся силы и моменты, обусловленные поворотом входящего в силовую установку воздушного потока, величины которых зависят от условий полета. На малых углах атаки вызванные этим обстоятельством изменения c_x и c_y обычно не учитываются. Расчеты ошибок, которые появляются из-за неучета изменения аэродинамических характеристик, показали, что и на больших углах атаки (до 30°) даже для режимов полета с наибольшей тягой максимальные возможные отклонения атмосферных и эксплуатационных параметров приводят к изменению c_x и c_y на величины, практически не влияющие на поправки к $n_{x\text{пр}}$ и $n_{y\text{пр}}$.

Из определения тангенциальной и нормальной скоростной перегрузок следует, что

$$n_x = \frac{P \cos \alpha_c - c_x q S}{g_T m};$$

$$n_y = \frac{P \sin \alpha_c + c_y q S}{g_T m},$$

а их приведенные величины

$$n_{x\text{пр}} = \frac{P_{\text{пр}} \cos \alpha_c - c_x \frac{\kappa p_c M^2}{2} S}{g_c m_0} \quad (2.40)$$

и

$$n_{y\text{пр}} = \frac{P_{\text{пр}} \sin \alpha_c + c_y \frac{\kappa p_c M^2}{2} S}{g_c m_0}. \quad (2.41)$$

В ряде случаев представляется удобным вместо $P_{\text{пр}}$ и m_0 оперировать

коэффициентами тяги силовой установки $c_p = \frac{2P}{\kappa p S M^2} = \frac{2P_{\text{пр}}}{\kappa p_c S M^2}$ и

подъемной силы в горизонтальном полете $c_{y0} = \frac{2g_c m_0}{\kappa p_c S M^2}$ на высоте $H=0$

с некоторой условной массой m_0 , принимаемой во многих случаях равной средней (с 50% остатка топлива) полетной массе. Формулы для приведенных перегрузок при этом принимают вид

$$n_{x\text{пр}} = \frac{c_p \cos \alpha_c - c_x}{c_{y0}} \quad (2.42)$$

и

$$n_{y\text{пр}} = \frac{c_p \sin \alpha_c + c_y}{c_{y0}}. \quad (2.43)$$

При пересчете $n_{хпр}$ и $n_{упр}$ на измененные условия в случае сохранения неизменными M и c_y остается неизменным и c_x (при пренебрежении изменением составляющей c_x от тяги). Поэтому требуется вводить поправки только на разность тяг $\delta P_{пр}$:

$$\delta n_{хпр} = \frac{\delta P_{пр} \cos \alpha_c}{g_c m_0}; \quad (2.44)$$

$$\delta n_{упр} = \delta n_{хпр} \operatorname{tg} \alpha_c. \quad (2.45)$$

Если величину $\delta P_{пр}$ непосредственно определить нельзя, то поправки следует подсчитывать по формулам

$$\delta n_{хпр} = \sum \frac{\partial n_{хпр}}{\partial x_i} \delta x_i; \quad (2.46)$$

или

$$\delta n_{хпр} = \frac{1}{c_{y0}} \sum \frac{\partial c_p}{\partial x_i} \delta x_i, \quad (2.47)$$

получаемым при разложении в ряд уравнений (2.40) ... (2.43). Здесь $\delta x_i = x_{i3} - x_i$ — разность между значениями любого параметра, определяющего величину тяги в заданных и фактических условиях работы силовой установки.

В практике летных испытаний часто приходится решать задачи о нахождении $n_{хпр}$ при сохранении неизменными M и $n_{упр}$. В этом случае изменение тяги приводит к изменению коэффициента $c_y = c_{y0} n_{упр} - c_p \sin \alpha_c$, углов α и α_c и коэффициента c_x . Если продифференцировать уравнения (2.42) и (2.43), а также уравнение связи между c_y , α , α_c и c_y , c_x , то для подсчета производной, характеризующей изменение $n_{хпр}$ по параметру x_i , можно получить

$$\frac{\partial n_{хпр}}{\partial x_i} = \left[\cos \alpha_c + \frac{2A(c_y - c_y^*) \sin \alpha_c + \left(\frac{\partial \alpha}{\partial c_y} - 2A \right) c_p \sin^2 \alpha_c}{1 + \frac{\partial \alpha}{\partial c_y} \cos \alpha_c} \right] \times \\ \times \frac{1}{c_{y0}} \frac{\partial c_p}{\partial x_i}.$$

Пренебрежение произведениями $\left(\frac{\partial \alpha}{\partial c_y} - 2A \right) c_p \sin^2 \alpha_c$ и $\frac{\partial \alpha}{\partial c_y} c_p \cos \alpha_c$

может привести при $\alpha = 30^\circ$ в условиях полета, когда силовая установка имеет наибольшую тягу, к уменьшению производной не более, чем на 4%. Это вполне допустимо при определении поправки, тем более, что с уменьшением угла атаки ошибка уменьшается. Поэтому для подсчета поправки рекомендуется формула

$$\delta n_{хпр} = [\cos \alpha_c + 2A(c_y - c_y^*) \sin \alpha_c] \frac{1}{c_{y0}} \sum \frac{\partial c_p}{\partial x_i} \delta x_i. \quad (2.48)$$

Для малых углов атаки, при которых $\cos \alpha_c = 1$ и $\sin \alpha_c = 0$, уравнения (2.46) ... (2.48) превращаются в единую формулу

$$\delta n_{x \text{ пр}} = \delta n_{x0 \text{ пр}} = \frac{1}{c_{y0}} \sum \frac{\partial c_{p0}}{\partial x_i} \delta x_i = \sum \frac{\partial n_{x0 \text{ пр}}}{\partial x_i} \delta x_i,$$

где $\delta n_{x0 \text{ пр}} = \frac{\partial c_{p0}}{\partial x_i}$ и $\frac{\partial n_{x0 \text{ пр}}}{\partial x_i}$ — поправка и производные, взятые при $\alpha_c = 0$. Для самолетов с силовыми установками, у которых влияние угла атаки на производные $\frac{\partial c_p}{\partial x_i}$ незначительно, поправки к перегрузкам

подсчитываются по формулам:

при сохранении постоянными числа M и c_y

$$\delta n_{x \text{ пр}} = \cos \alpha_c \sum_{i=1}^n (\delta n_{x0 \text{ пр}})_i \quad \text{и}$$

$$\delta n_{y \text{ пр}} = \operatorname{tg} \alpha_c \delta n_{x \text{ пр}};$$

при сохранении постоянными числа M и $n_{y \text{ пр}}$

$$\delta n_{x \text{ пр}} = [\cos \alpha_c + 2A(c_y - c_y^*) \sin \alpha_c] \sum_{i=1}^n (\delta n_{x0 \text{ пр}})_i$$

$$\text{и } \delta n_{y \text{ пр}} = 0.$$

Приведенные перегрузки в заданных условиях определяются как суммы:

$$n_{x \text{ пр.з}} = n_{x \text{ пр}} + \delta n_{x \text{ пр}};$$

$$n_{y \text{ пр.з}} = n_{y \text{ пр}} + \delta n_{y \text{ пр}}.$$

Приведение обобщенных характеристик маневренности при $M = \text{const}$ и $n_{y \text{ пр}} = \text{const}$ сопровождается изменением коэффициента подъемной силы и угла атаки крыла самолета; величины этих изменений можно оценить по формулам:

$$\delta c_y = - \frac{\sin \alpha_c}{1 + c_p \frac{\partial \alpha}{\partial c_y} \cos \alpha_c} \sum_{i=1}^n \frac{\partial c_p}{\partial x_i} \delta x_i;$$

$$\delta \alpha = - \frac{\sin \alpha_c \frac{\partial \alpha}{\partial c_y}}{1 + c_p \frac{\partial \alpha}{\partial c_y} \cos \alpha_c} \sum_{i=1}^n \frac{\partial c_p}{\partial x_i} \delta x_i.$$

Из сказанного следует, что для приведения обобщенных характеристик маневренности к заданным атмосферным и эксплуатационным условиям необходимо иметь величину $\delta P_{\text{пр}}$ или производные приведенной тангенциальной перегрузки (или коэффициента тяги) по параметрам, определяющим величину приведенной тяги силовой установки. При испытаниях опытного или модифицированного самолета, когда необходимые для их получения полетные материалы отсутствуют, допускается использовать для этой цели стендовые и расчетные материалы по тяговым

характеристиками силовых установок. В дальнейшем производные $\frac{\partial n_{x \text{ пр}}}{\partial x_i}$

и $\frac{\partial c_p}{\partial x_i} = c_{y0} \frac{\partial n_{x \text{ пр}}}{\partial x_i}$ должны быть скорректированы по материалам летных испытаний. Объем испытаний для получения указанных производных зависит от содержания параметра x_i , определяемого типом силовой установки.

При работе ТРД, имеющих $F_{\min} = \text{const}$, на нефорсированных режимах единственным параметром, объединяющим влияние атмосферных и эксплуатационных условий на $n_{x \text{ пр}}$, является $n_{\text{пр}}$. Величина этого влияния характеризуется производной $\frac{\partial n_{x \text{ пр}}}{\partial n_{\text{пр}}}$, которая оценивается с помощью показанных на рис. 2.8 кривых зависимостей $n_{x \text{ пр}}$ от числа M и $n_{\text{пр}}$ при рассеении их прямыми $M = \text{const}$. Такие зависимости получаются при выполнении криволинейных разгонов с $n_{y \text{ пр}} = \text{const}$ на одной или нескольких высотах при соответствующем изменении частоты вращения роторов двигателей.

Если на нефорсированных режимах работы двигателей система регулирования наряду с $n_{\max} = \text{const}$ поддерживает заданный закон изменения температуры газов $T_{\text{Г max}}$ посредством изменения $F_{\text{кр}}$, то параметром, характеризующим влияние атмосферных условий, является температура T , а параметрами влияния эксплуатационных условий — n и $T_{\text{Г}}$. В этом случае по материалам криволинейных разгонов и торможений, выполняемых на разных высотах, при постоянных $n_{y \text{ пр}}$ и n , строят графики (рис. 2.9), рассекая которые прямыми $M = \text{const}$, получают зависимости $n_{x \text{ пр}}$ от T , и подсчитывают производные $\frac{\partial n_{x \text{ пр}}}{\partial T}$. Аналогичным образом по материалам полетов на одной высоте (при одной температуре T) с $n_{y \text{ пр}} = \text{const}$, но при $n = \text{var}$, получают производные $\frac{\partial n_{x \text{ пр}}}{\partial n}$. Оценку влияния $T_{\text{Г}}$ на $n_{x \text{ пр}}$ производят по результатам полетов с разными (двумя) настройками регулятора температуры газов, выполненных при одних и тех же параметрах n и T . Если же последнее условие не соблюдено, то материалы приводят к единым значениям n и T . В случае, когда изменить настройку регулятора оборотов не представляется возможным, поправку на отличие в $T_{\text{Г}}$ не вводят, вследствие чего может увеличиться разброс летных данных самолета.

Если турбореактивный двигатель работает на форсированном режиме, то, как следует из разд. 2.1.2, число эксплуатационных параметров может включать в себя n , $T_{\text{Г}}$ и отношение $G_{\text{Т}}/n^*$ (изменение последнего поддерживает заданный закон изменения температуры газов в форсажной камере). В этом случае по материалам полетов требуется оценить влияние четырех эксплуатационных параметров на $n_{x \text{ пр}}$. Для этого сначала на заданном режиме работы двигателей выполняют полеты в разных атмосферных условиях при исходной настройке автоматики управления двигателями и сохранения неизменными $n_{y \text{ пр}}$. Результаты таких полетов представляются в виде зависимости $n_{x \text{ пр}}$ от числа M для ряда T . Рассекая такие графики прямыми $M = \text{const}$, получаем влияние T на $n_{x \text{ пр}}$ и подсчитываем производную $\frac{\partial n_{x \text{ пр}}}{\partial T} = f(M)$. Имея производную $\frac{\partial n_{x \text{ пр}}}{\partial T}$, можно определить влияние других параметров. С этой целью необходимо

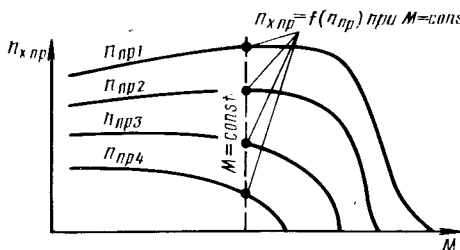


Рис.2.8. Зависимости тангенциальной перегрузки от числа M при $n_{у пр} = \text{const}$ для $n_{пр1} > n_{пр2} > n_{пр3} > n_{пр4}$

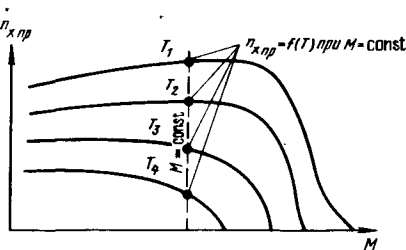


Рис.2.9. Зависимость тангенциальной перегрузки от числа M при постоянных $n_{у пр}$ и p для $T_1 < T_2 < T_3 < T_4$

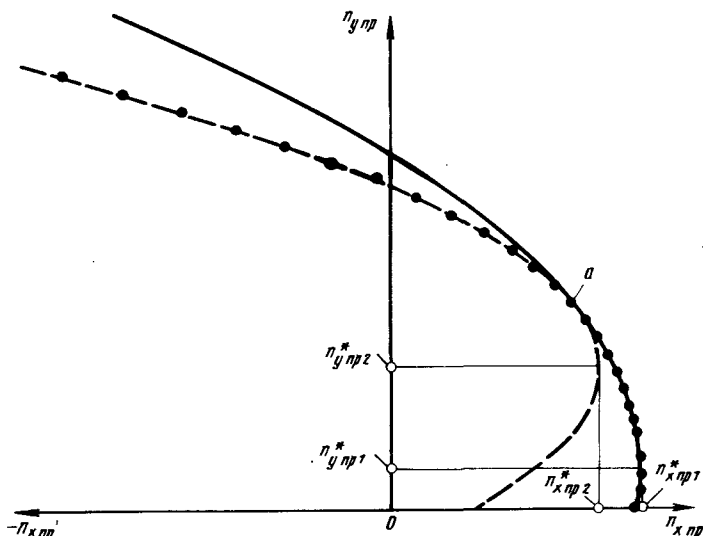


Рис.2.10. Пример аппроксимации перегрузочной поляры:

— исходная зависимость; — аппроксимация для малых углов атаки α ;
 - - - то же для больших α

дополнительно к имеющимся получить в полете зависимость $n_{х пр}$ от числа M для каждого из эксплуатационных параметров при измененной программе его регулирования, сохраняя при этом исходные программы для остальных параметров. Сравнивая зависимости $n_{х пр}$ от числа M с двумя программами регулирования выбранного параметра (предварительно приведенные к одной температуре воздуха), находим производные $\partial n_{х пр} / \partial x_i$. Естественно, при этом действительная зависимость $n_{х пр}$ от x_i (как и от T) линеаризуется. Если для определения производных используются результаты полетов с тремя и большим числом настроек программы регулирования, то при вычислении производных следует использовать методы математической статистики. Обычно для этой цели применяют метод наименьших квадратов, в соответствии с которым для каждой пары значений числа M и $n_{у пр}$ составляется выражение:

$$\sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial n_{x \text{ пр}}}{\partial x_1} \delta x_1 + \frac{\partial n_{x \text{ пр}}}{\partial x_2} \delta x_2 + \dots + \right. \\ \left. + \frac{\partial n_{x \text{ пр}}}{\partial x_i} \delta x_i + \dots + \frac{\partial n_{x \text{ пр}}}{\partial x_n} \delta x_n - \delta n_{x \text{ пр}} \right)^2 \neq 0,$$

дифференцируя которое по производным $\partial n_{x \text{ пр}}/\partial x_i$ и приравнявая полученные выражения нулю, получим систему уравнений, позволяющую определить эти производные.

Для самолетов с ТВД два параметра объединяют влияние атмосферных и эксплуатационных условий на $n_{x \text{ пр}}$: приведенной часовой расход топлива и приведенная частота вращения роторов двигателей. Поэтому для подсчета влияния условий полета требуется иметь производные $\partial n_{x \text{ пр}}/\partial G_{\text{т.пр}}$ и $\partial n_{x \text{ пр}}/\partial n_{\text{пр}}$, а при отсутствии влияния параметра $n_{\text{пр}}$ на мощность — только производную $\partial n_{x \text{ пр}}/\partial G_{\text{т.пр}}$. Поскольку для самолетов с ТВД влияние угла атаки на тягу практически отсутствует, производные, полученные в полетах на малых α могут быть использованы для любых значений $n_{y \text{ пр}}$. Методика получения влияния $G_{\text{т.пр}}$ и $n_{\text{пр}}$ на $n_{x \text{ пр}}$ в полетах на малых углах атаки подробно изложена в разд. 4.5 и 4.6.

2.6. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-РАСЧЕТНЫЙ МЕТОД ПОЛУЧЕНИЯ ОБОБЩЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МАНЕВРЕННОСТИ

Сущность экспериментально-расчетного метода получения обобщенных характеристик маневренности состоит в том, что тангенциальная перегрузка представляется суммой двух слагаемых, одно из которых получают по материалам ограниченного летного эксперимента, а второе — путем расчета с использованием данных, получаемых по результатам продувок в аэродинамических трубах или в полете. Задача облегчается тем, что каждое из слагаемых зависит от меньшего числа параметров, чем приведенная тангенциальная перегрузка.

Особенно просто реализуется экспериментально-расчетный метод при полете на малых углах атаки, когда принимается $\cos \alpha_c = 1$ и $\sin \alpha_c = 0$. На этих углах $c_{Rx} = c_{R0} - \psi(M, c_y)$ и $n_{x \text{ пр}} = n_{x0 \text{ пр}} - \psi(M, c_y)/c_{y0}$. Слагаемые $c_{R0} = c_{p0} - c_{x0}$ и $n_{x0 \text{ пр}} = c_{R0}/c_{y0}$ представляют собой коэффициент избытка тяги и приведенную безындуктивную перегрузку при $c_y = 0$. Они не зависят от сил, возникающих при увеличении c_y , и при пренебрежении влиянием числа Re являются функцией только факторов, характеризующих режим и условия работы силовой установки на малых углах атаки. Наоборот, слагаемые ψ и ψ/c_{y0} при данном числе M полета зависят только от факторов, определяющих c_y . Зависимость ψ от c_y обычно аппроксимируется при помощи полинома $\psi(c_y) = A_1 c_y + A_2 c_y^2 + \dots + A_n c_y^n$. Предполагается, что коэффициенты полинома и число слагаемых не зависят от режима работы ГТД, а определяются только аэродинамическими свойствами планера самолета. Поэтому основанием для определения полинома являются как материалы продувок

модели самолета в аэродинамических трубах, так и зависимости между $n_{x\text{пр}}$ и $n_{y\text{пр}}$, полученные в летных испытаниях, при любом режиме работы силовой установки. Имея в виду изложенное и принимая $n_{y\text{пр}} = c_y/c_{y0}$, можно для небольших углов атаки (до $8 \dots 10^\circ$) записать

$$n_{x\text{пр}} = n_{x0\text{пр}} - \sum_{i=1}^n A_i c_{y0}^{i-1} n_{y\text{пр}}^i; \quad (2.49)$$

$$c_{Rx} = c_{R0} - \sum_{i=1}^n A_i c_{y0}^i n_{y\text{пр}}^i. \quad (2.50)$$

Для самолетов, у которых аэродинамическая поляра симметрична относительно оси c_x , допустимо принимать $n = 2$ и $A_1 = 0$. В этом случае:

$$n_{x\text{пр}} = n_{x0\text{пр}} - A_2 c_{y0} n_{y\text{пр}}^2; \quad (2.51)$$

$$c_{Rx} = c_{R0} - A_2 c_{y0}^2 n_{y\text{пр}}^2. \quad (2.52)$$

Таким образом, если известна зависимость тангенциальной перегрузки $n_{x0\text{пр}}$ (или c_{Rx0}) от числа M для $c_y = 0$, то перегрузки для небольших углов атаки рассчитывают в общем случае по формулам (2.49) и (2.50), а в случае симметричных аэродинамических поляр — по формулам (2.51) и (2.52).

Для построения сеток обобщенных характеристик маневренности с использованием экспериментально-расчетного метода в полете на заданном режиме работы двигателя выполняют горизонтальный прямолинейный разгон (торможение), по материалам которого подсчитывают зависимости от числа M :

$$n_{x0\text{пр}} = n_{x\text{пр}} + \sum_{i=1}^n A_i c_{y0}^{i-1} n_{y\text{пр}}^i;$$

$$c_{R0} = n_{x\text{пр}} c_{y0} + \sum_{i=1}^n A_i c_{y0}^i n_{y\text{пр}}^i.$$

После приведения $n_{x0\text{пр}}$ (c_{R0}) к заданным атмосферным и эксплуатационным условиям, используя уравнение (2.49) или уравнение (2.50) и соотношение $n_{x\text{пр}} = c_{Rx}/c_{y0}$, рассчитывают зависимости между $n_{x\text{пр}}$ и $n_{y\text{пр}}$ для ряда чисел M и строят перегрузочные поляры (см. рис. 2.1).

Пересчет $n_{x\text{пр}}$ на изменную $n_{y\text{пр}}$ производится по формуле

$$n_{x\text{пр}2} = n_{x\text{пр}1} - \sum_{i=1}^n A_i c_{y0}^{i-1} (n_{y\text{пр}2}^i - n_{y\text{пр}1}^i),$$

которая получается из уравнения (2.49), примененного для двух значений нормальной перегрузки $n_{y\text{пр}1}$ и $n_{y\text{пр}2}$. При симметричной аэродинамической поляре

$$n_{x\text{пр}2} = n_{x\text{пр}1} - A_2 c_{y0} (n_{y\text{пр}2}^2 - n_{y\text{пр}1}^2).$$

Применение экспериментально-расчетного метода в изложенной интерполяции для больших α может привести к существенным ошибкам из-за неучета изменения нормальной и тангенциальной составляющих тяги по α . При учете же этих составляющих не представляется возможности так просто аппроксимировать $n_{x\text{пр}}$ суммой двух слагаемых.

Анализ зависимостей между c_x и c_y позволяет сделать вывод, что для самолетов всех типов эти зависимости аппроксимируются двумя квадратичными полярами, коэффициенты которых определяются так, чтобы

одна из них правильно описывала зависимость c_x от c_y в диапазоне малых (до 10°), а вторая — больших углов α . Для каждого диапазона поляры записываются в виде $c_x = c_{x \min} + A (c_y - c_y^*)^2$. При такой аппроксимации аэродинамической поляры зависимости между $n_{x \text{ пр}}$ и $n_{y \text{ пр}}$ для каждой из аппроксимирующих поляр описываются уравнениями типа

$$n_{x \text{ пр}} = \frac{c_p \cos \alpha_c - c_{x \min}}{c_{y0}} - A c_{y0} \left(n_{y \text{ пр}} - \frac{c_p}{c_{y0}} \sin \alpha_c - \frac{c_y^*}{c_{y0}} \right)^2,$$

которые легко привести к виду

$$n_{x \text{ пр}} = n_{x \text{ пр max}} - A_n c_{y0} (n_{y \text{ пр}} - n_{y \text{ пр}}^*)^2 \quad (2.53)$$

или

$$c_{Rx} = c_{Rx \max} - A_n c_{y0}^2 (n_{y \text{ пр}} - n_{y \text{ пр}}^*)^2. \quad (2.54)$$

Постоянные $n_{x \text{ пр max}}$, $n_{y \text{ пр}}^*$, $c_{Rx \max}$, A_n имеют свои значения для каждого участка аппроксимации; в дальнейшем их величины для участков малых углов α будут обозначаться цифрой 1, а для больших α — цифрой 2. Пример такой аппроксимации перегрузочной поляры показан на рис. 2.10, точки на ней соответствуют исходной зависимости $n_{x \text{ пр}}$ от $n_{y \text{ пр}}$, а сплошная и пунктирная линии — зависимостям, рассчитанным с помощью формул (2.53), в точке a аппроксимирующие зависимости касаются друг друга.

Первые слагаемые уравнений (2.53) являются тангенциальными перегрузками для углов атаки, соответствующих минимальным коэффициентам лобового сопротивления на каждой из аппроксимирующих аэродинамических поляр. При постоянных числах M они зависят только от параметров, определяющих тягу на этих углах. Для 1-го участка поляры слагаемое $n_{x \text{ пр max 1}} = (c_{p1}^* \cos \alpha_{c1} - c_{x \min})/c_{y0}$ является тангенциальной перегрузкой при угле атаки α_1 , на котором минимальные коэффициенты c_x аппроксимирующей и исходной поляр равны между собой. Для 2-го участка $n_{x \text{ пр max 2}} = (c_{p2}^* \cos \alpha_{c2} - c_{x \min 2})/c_{y0}$ представляет собой перегрузку при α_2 , соответствующему $c_{x \min}$ аппроксимирующей зависимости c_x от c_y для больших значений $n_{y \text{ пр}}$. В отличие от $n_{x \text{ пр max 1}}$, получаемом непосредственно по материалам полета, величина $n_{x \text{ пр max 2}}$ не измеряется в полете, а получается пересчетом величины $n_{x \text{ пр max 1}}$. Зависимость между ними легко получить из условия равенства $n_{x \text{ пр}}$, $n_{y \text{ пр}}$ и производных $\delta n_{x \text{ пр}}/\delta n_{y \text{ пр}}$ в точке a касания 1-й и 2-й перегрузочных поляр. При выполнении этого условия

$$\begin{aligned} \delta n_{x \text{ пр max}} &= n_{x \text{ пр max 2}} - n_{x \text{ пр max 1}} = \\ &= -A_{n1} A_{n2} c_{y0} \frac{(n_{y \text{ пр 2}} - n_{y \text{ пр 1}})^2}{A_{n2} - A_{n1}}. \end{aligned} \quad (2.55)$$

Пренебрегая отличием между произведениями $c_{p1} \cos \alpha_{c1}$ и $c_{p2} \cos \alpha_{c2}$ для предварительных расчетов можно принимать

$$\delta n_{x \text{ пр max}} \approx - \frac{c_{x \min 2} - c_{x \min}}{c_{y0}}.$$

Во вторых слагаемых уравнений (2.53) и (2.54) величины $n_{y\text{пр}}^*$ определяются соотношениями $n_{y\text{пр}1}^* = (c_{y1}^* + c_p^* \sin \alpha_{c1}^*)/c_{y0}$ и $n_{y\text{пр}2}^* = (c_{y2}^* + c_p^* \sin \alpha_{c2}^*)/c_{y0}$ или, с учетом небольших значений углов α_{c1}^* и α_{c2}^* , — соотношениями $n_{y\text{пр}1}^* \simeq c_{y1}^*/c_{y0}$ и $n_{y\text{пр}2}^* \simeq \frac{c_{y2}^*}{c_{y0}}$. Следовательно,

приведенные нормальные перегрузки, при которых $n_{x\text{пр}}$ становится равным $n_{x\text{пр} \max 1}$ или $n_{x\text{пр} \max 2}$, можно считать независимыми от тяги.

Коэффициенты A_n связаны с коэффициентами аэродинамической поляр A уравнением

$$A_n = \frac{A (c_y - c_y^*) - (c_p \cos \alpha_c - c_p^* \cos \alpha_c^*)}{c_{y0}^2 (n_{y\text{пр}} - n_{y\text{пр}}^*)}, \quad (2.56)$$

а при $\alpha_c = \alpha_c^*$ и $c_y = c_y^*$ — уравнением

$$A_n = \frac{2A \left(\frac{\partial c_y^*}{\partial \alpha} \right)^2 + c_p^* \cos \alpha_c^*}{2 (c_p^* \cos \alpha_c^* + \frac{\partial c_y^*}{\partial \alpha})^2} \simeq \frac{2A \left(\frac{\partial c_y^*}{\partial \alpha} \right)^2 + c_p^*}{2 (c_p^* + \frac{\partial c_y^*}{\partial \alpha})^2}. \quad (2.57)$$

Эти уравнения получают из уравнения (2.56) после раскрытия неопределенности при $\alpha_c \rightarrow \alpha_c^*$ (и $c_y \rightarrow c_y^*$).

При неизменных коэффициенте A , тяге силовой установки и числе M коэффициенты A_n практически не зависят от угла атаки самолета и, следовательно, равны их значениям при $\alpha = \alpha^*$. Таким образом, если A не зависит от угла α , то A_n также не зависит от него, но в отличие от A является функцией тяги силовой установки.

Коэффициенты A_n всегда меньше A , причем с ростом тяги разница между ними увеличивается. Изменение тяги от нулевого до возможного максимального значения может привести к уменьшению A_n не более чем на 10%. Из этого следует, что при подсчете A_n по величине A или пересчете величины A_n на изменную тягу можно использовать высотно-скоростные характеристики силовой установки, так как ошибка до 5% в тяге практически не сказывается на величинах A_n . Таким образом, если имеются достаточно надежные данные об аэродинамических коэффициентах A , то коэффициенты A_n получаются пересчетом по формулам (2.56) и (2.57). Однако более надежным было бы получать A_n по материалам полета для одного режима работы двигателей и затем пересчитывать их на другие режимы и измененные условия полета по формуле:

$$A_{n3} = \frac{2 A_n (c_p^* + \frac{\partial c_y^*}{\partial \alpha})^2 + c_{p3}^* - c_p^*}{2 (c_{p3}^* + \frac{\partial c_y^*}{\partial \alpha})^2},$$

если имеются материалы, позволяющие рассчитывать коэффициенты тяг, или по формуле

$$A_{n3} = A_n + \frac{1 - 4 A_n \frac{\partial c_y^*}{\partial \alpha}}{2 \left(\frac{\partial c_y^*}{\partial \alpha} \right)} \delta^* c_p.$$

если подсчитывать только разность $\delta c_p^* = c_{p3}^* - c_p^* = \sum \frac{\partial c_p}{\partial x_i} \delta x_i$. По мате-

риалам полетов одновременно с A_{n1} и A_{n2} определяются $n_{y \text{ пр } 1}^*$ и $n_{y \text{ пр } 2}^*$, а также разность $\delta n_{x \text{ пр max}}$. Для разделения экспериментальной зависимости $n_{x \text{ пр}}$ от $n_{y \text{ пр}}$ на участки аппроксимации следует построить зависимость $n_{x \text{ пр}}$ от $(n_{y \text{ пр}} - n_{y \text{ пр } 1}^*)^2$ и значение $n_{y \text{ пр}}$, при котором нарушается линейная связь между ними на участке малых значений $n_{y \text{ пр}}$, считать концом 1-го и началом 2-го участков. Полученные таким образом зависимости A_{n1} , A_{n2} , $n_{y \text{ пр } 1}^*$, $n_{y \text{ пр } 2}^*$ и $\delta n_{x \text{ пр max}}$ от числа М используются при применении экспериментально-расчетного метода.

Таким образом, экспериментально-расчетный метод может быть использован для получения характеристик маневренности и на больших углах атаки при условии аппроксимации зависимости между $n_{x \text{ пр}}$ и $n_{y \text{ пр}}$ двумя квадратичными полярами. В отличие от метода для малых углов α при этом потребуются пересчитывать коэффициенты перегрузочных поляр на измененные условия работы силовой установки, если отличие в тягах будет больше 5%. В остальном порядок проведения летного эксперимента и методика обработки материала остаются без изменений, а порядок расчета $n_{x \text{ пр}}$ для больших $n_{y \text{ пр}}$ меняется незначительно. Полученная по материалам прямолинейных разгонов приведенная тангенциальная перегрузка приводится к заданным условиям и затем подсчитывается зависимость $n_{x \text{ пр max}}$ от числа М полета:

$$n_{x \text{ пр max } 1} = n_{x \text{ пр}} + A_{n1} (n_{y \text{ пр}} - n_{y \text{ пр } 1}^*)^2.$$

Затем, используя формулу (2.55), определяют зависимость $n_{x \text{ пр max } 2} = n_{x \text{ пр max } 1} + \delta n_{x \text{ пр max}}$ от числа М. После получения этих величин рассчитывается перегрузочная поляра самолета для любого числа М полета по формулам:

$$n_{x \text{ пр}} = n_{x \text{ пр max } 1} - A_{n1} c_{y0} (n_{y \text{ пр}} - n_{y \text{ пр } 1}^*)^2$$

при $n_{y \text{ пр}} \leq n_{y \text{ пр a}}$

$$\text{и } n_{x \text{ пр}} = n_{x \text{ пр max } 2} - A_{n2} c_{y0} (n_{y \text{ пр}} - n_{y \text{ пр } 2}^*)^2$$

при $n_{y \text{ пр}} \geq n_{y \text{ пр a}}$.

Значение нормальной перегрузки $n_{y \text{ пр a}}$ в точке касания аппроксимирующих поляр (см. рис. 2.10) определяется уравнением

$$n_{y \text{ пр a}} = \frac{A_{n1} n_{y \text{ пр } 1}^* - A_{n2} n_{y \text{ пр } 2}^*}{A_{n1} - A_{n2}},$$

полученным таким же образом, как и уравнение (2.55).

Соотношение (2.53) может быть использовано при решении задачи пересчета полученной в полете тангенциальной перегрузки на другую нормальную скоростную перегрузку. При этом имеют место два случая:

один, когда исходная и заданная $n_{y \text{ пр.з}}$ перегрузки находятся в одном диапазоне аппроксимации, а другой — в разных. В первом случае

$$n_{y \text{ пр.з}} = n_{x \text{ пр}} - A_n c_{y0} [(n_{y \text{ пр.з}} - n_{y \text{ пр}}^*)^2 - (n_{y \text{ пр}} - n_{y \text{ пр}}^*)^2], \quad (2.58)$$

а во втором

$$n_{x \text{ пр.з}} = n_{x \text{ пр}} + \delta n_{x \text{ пр max}} - c_{y0} [A_{n33} \times (n_{y \text{ пр.з}} - n_{y \text{ пр.з}}^*)^2 - A_n (n_{y \text{ пр}} - n_{y \text{ пр}}^*)^2]. \quad (2.59)$$

3. ПРИВЕДЕНИЕ

СКОРОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТОВ С ТУРБОРЕАКТИВНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ К ЗАДАНЫМ УСЛОВИЯМ

3.1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ

МАКСИМАЛЬНОЙ ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ СКОРОСТИ В ЗАДАНЫХ УСЛОВИЯХ ПО СЕТКАМ ОБОБЩЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

Из уравнения (2.22) следует, что при установившемся горизонтальном полете

$$M = f(n_{y \text{ пр}}, \lambda). \quad (3.1)$$

Поскольку под максимальной скоростью горизонтального полета понимается скорость в прямолинейном полете ($c_{n_y} = 1$), то вместо $n_{y \text{ пр}}$ удобнее иметь дело с приведенным весом (силой тяжести) самолета $G_{\text{пр}} = G\rho/\rho = g_{\text{т}} m\rho/\rho$. В этом случае

$$M = f(G_{\text{пр}}, \lambda). \quad (3.2)$$

В зависимости от типа турбореактивного двигателя критерий λ определяется различными параметрами, характеризующими режим и условия работы силовой установки. Поэтому тип турбореактивной силовой установки накладывает определенные ограничения на использование положений теории подобия при определении установившихся скоростей горизонтального полета (в том числе и максимальных) для самолетов с турбореактивными двигателями. При работе турбореактивных двигателей, имеющих неизменные геометрические параметры реактивного сопла ($F_{\text{min}} = \text{const}$), на нефорсированных режимах единственным критерием, определяющим режим и условия работы силовой установки, является приведенная частота вращения ($n_{\text{пр}}$) одного из роторов двигателя. В этом случае для установившегося криволинейного горизонтального полета, каким является вираж, $M = f(n_{y \text{ пр}}, n_{\text{пр}})$. Для дальнейших целей удобно ввести еще одно понятие — приведенную температуру $T_{\text{пр}}$, определяемую из следующего соотношения:

$$n_{\text{пр}} = n \sqrt{\frac{T_c}{T}} = n_{\text{ном}} \sqrt{\frac{T_c}{T_{\text{пр}}}},$$

откуда

$$T_{\text{пр}} = T_c \left(\frac{n_{\text{ном}}}{n_{\text{пр}}} \right)^2 = T \left(\frac{n_{\text{ном}}}{n} \right)^2, \quad (3.3)$$

где $n_{\text{ном}}$ — номинальная частота вращения ротора двигателя. Из выражения для $T_{\text{пр}}$ видно, что она однозначно связана с $n_{\text{пр}}$ и поэтому для установившейся скорости выража можно записать

$$M = f(n_{\text{у пр}}, T_{\text{пр}}), \quad (3.4)$$

а для скорости прямолинейного полета

$$M = f(G_{\text{пр}}, T_{\text{пр}}). \quad (3.5)$$

Следовательно, режимы полета на установившихся горизонтальных выражах будут подобными при условии обеспечения постоянства $n_{\text{у пр}}$ и $T_{\text{пр}}$, а для прямолинейного полета — $G_{\text{пр}}$ и $T_{\text{пр}}$.

При работе турбореактивных двигателей, имеющих $F_{\text{min}} = \text{const}$ на форсированных режимах, режим работы силовой установки и условия полета определяются двумя критериями — положением рычагов управления двигателями ($\alpha_{\text{р.у.д}}$) и приведенной температурой $T_{\text{пр}}$. Поэтому для установившегося выража

$$M = f(n_{\text{у пр}}, \alpha_{\text{р.у.д}}, T_{\text{пр}}), \quad (3.6)$$

а для прямолинейного полета

$$M = f(G_{\text{пр}}, \alpha_{\text{р.у.д}}, T_{\text{пр}}), \quad (3.7)$$

и говорить о соблюдении подобия режимов полета можно только в условиях сохранения неизменного $\alpha_{\text{р.у.д}}$.

Для самолетов с двигателями, у которых $F_{\text{кр}}$ меняется в зависимости от температуры заторможенного потока, в число параметров, определяющих условия работы силовой установки, входит, кроме $T_{\text{пр}}$, еще и температура воздуха T . В этих случаях число M горизонтального полета характеризуется зависимостями:

при работе двигателей на нефорсированных режимах

$$M = f(n_{\text{у пр}}, T_{\text{пр}}, T) = f(n_{\text{у пр}}, T_{\text{пр}}, n); \quad (3.8)$$

$$M = f(G_{\text{пр}}, T_{\text{пр}}, T) = f(G_{\text{пр}}, T_{\text{пр}}, n); \quad (3.9)$$

при работе двигателей на форсированных режимах

$$M = f(n_{\text{у пр}}, \alpha_{\text{р.у.д}}, T_{\text{пр}}, T) = f(n_{\text{у пр}}, \alpha_{\text{р.у.д}}, T_{\text{пр}}, n); \quad (3.10)$$

$$M = f(G_{\text{пр}}, \alpha_{\text{р.у.д}}, T_{\text{пр}}, T) = f(n_{\text{у пр}}, \alpha_{\text{р.у.д}}, T_{\text{пр}}, n). \quad (3.11)$$

Из приведенных зависимостей между числом M горизонтального полета и параметрами, характеризующими режим и условия работы силовой установки, следует, что установившаяся скорость горизонтального полета самолета с турбореактивными двигателями может определяться как по материалам полетов на установившихся выражах, так и по материалам полетов на горизонтальных площадках. Рассмотрим оба этих метода. Условимся в дальнейшем зависимости, в которых фигурирует $n_{\text{у пр}}$, именовать сетками обобщенных характеристик выража, а

зависимости, в которые входит $G_{пр}$, — сетками обобщенных характеристик прямолинейного горизонтального полета.

Способ определения установившейся скорости горизонтального полета с использованием обобщенных сеток виража является наиболее общим. В практике он получил название метода виражей. При дальнейшем изложении мы будем также пользоваться этим термином, но в более широком смысле.

3.1.1. МЕТОД ВИРАЖЕЙ

Обобщенная сетка характеристик виража для самолетов с двигателями, работающими на нефорсированных режимах при условии $F_{min} = \text{const}$ показана на рис. 3.1. Приведенные на ней зависимости числа M от $n_{у пр}$ трактуются тройко: 1) либо как зависимость числа M от веса самолета G при постоянных n_y и p (или H_p); 2) либо как зависимость числа M от давления p (или H_p) при постоянных G и n_y ; 3) либо как зависимость числа M от n_y при постоянных G и p . Сетка обобщенных характеристик виража может быть перестроена в зависимость числа M от $T_{пр}$ при параметре $n_{у пр}$ (рис. 3.2). В этом случае зависимость числа M от $T_{пр}$ рассматривается или как зависимость числа M от переменной частоты вращения ротора при постоянной температуре, или как зависимость числа M от переменной температуры при постоянной частоте вращения ротора.

Приведенная на рис. 3.1 сетка получается из сеток обобщенных характеристик маневренности по значениям M , $n_{у пр}$ и $n_{пр}$ в точках, где $n_{х пр} = 0$, или строится непосредственно по результатам летных испытаний. Для этого на заданных n и H_p , соответствующих выбранному $T_{пр} = \text{const}$, выполняется ряд установившихся виражей в выбранном диапазоне скоростей полета (от максимальной при $n_y = 1$ до минимальной, определяемой из условия сваливания самолета). Диапазон изменения высот и частот вращения ротора при этом назначается таким образом, чтобы обеспечить получение (по возможности) требуемых перепадов $T_{пр}$. Зная барометрическую высоту полета, нормальную перегрузку и среднюю

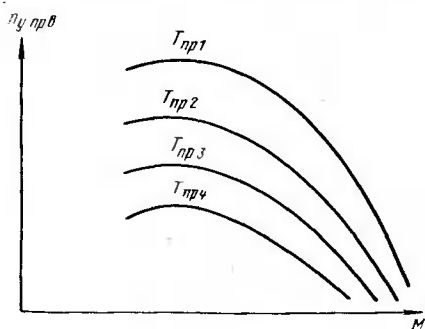


Рис.3.1. Сетка обобщенных характеристик виража при работе ТРД на нефорсированных режимах для $T_{пр1} < T_{пр2} < T_{пр3} < T_{пр4}$ и $M < 1$

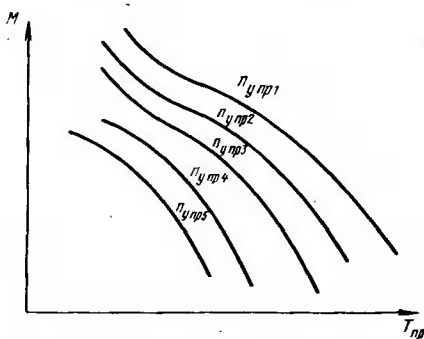


Рис.3.2. Сетка обобщенных характеристик виража при работе ТРД на нефорсированных режимах для $n_{у пр1} < n_{у пр2} < \dots < n_{у пр5}$

массу при выполнении данного выража, рассчитывают приведенную нормальную перегрузку, а по индикаторной скорости и атмосферному давлению — число M полета.

Зависимость M от $T_{\text{пр}}$ может быть также получена непосредственно в полете, если на ряде высот выполнить установившиеся выража с таким расчетом, чтобы при этом сохранять $n_{y\text{пр}} = \text{const}$. Для этого на большой высоте потребные нормальные перегрузки близки к единице, а с уменьшением высоты они должны увеличиваться.

Приведенные на рис. 3.1 и 3.2 сетки позволяют рассчитывать числа M установившегося горизонтального полета в зависимости от параметров, определяющих режим работы силовой установки, атмосферные и эксплуатационные условия полета.

При заданном весе самолета $G_3 = g_T m_3$ каждому значению $n_{y\text{пр}}$ (см. рис. 3.1 и 3.2) соответствует определенное давление $p = \frac{p_c}{n_{y\text{пр}}} \frac{G_3}{G_0}$, а значит и определенная барометрическая высота H_p . Следовательно, если $G_3 = \text{const}$, то

$$M = f(H_p, T_{\text{пр}}). \quad (3.12)$$

Величина приведенной температуры $T_{\text{пр}}$ объединяет в себе множество режимов работы двигателей и значений температуры наружного воздуха. Для заданной частоты вращения ротора каждому значению $T_{\text{пр}}$ соответствует своя температура наружного воздуха

$$T = \left(\frac{n}{n_{\text{ном}}} \right)^2 T_{\text{пр}},$$

а для заданной температуры T — частота вращения ротора двигателя

$$n = n_{\text{ном}} \sqrt{\frac{T}{T_{\text{пр}}}}.$$

В первом случае получается зависимость числа M от T (рис. 3.3), а во втором — зависимость M от n (рис. 3.4) на ряде высот.

Если каждой высоте приписать стандартную температуру воздуха (см. рис. 3.3), то получается зависимость числа M от высоты в стандартных температурных условиях для выбранной массы (кривая ab).

Точки пересечения прямых $T = \text{const}$ с кривыми $M = f(T)$ (см. рис. 3.3) или прямых $n = \text{const}$ с кривыми $M = f(n)$ (см. рис. 3.4) соответствуют зависимостям числа M от атмосферного давления (прямые cd). Для получения зависимости числа M прямолинейного полета от веса самолета, каждому значению $n_{y\text{пр}}$ по давлению p на заданной высоте приписывается вес $G = G_0 n_{y\text{пр}} p / p_c$. Затем из рис. 3.1 получается непосредственно зависимость $M = f(G)$ при параметре $T_{\text{пр}}$ на заданной высоте.

При горизонтальном полете только на номинальной частоте вращения роторов двигателей $T_{\text{пр}} = T$ и кривые, приведенные на рис. 3.2, представляют изменение числа M в горизонтальном установившемся полете по температуре для режимов максимальной скорости

$$M_{\text{max}} = f(n_{y\text{пр}}, T).$$

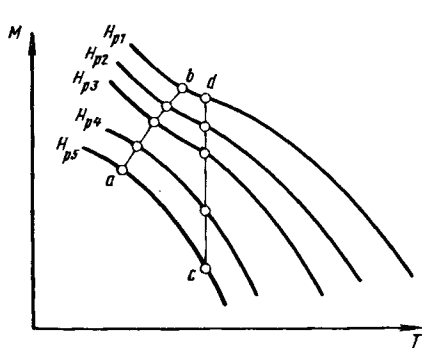


Рис. 3.3. Зависимость числа M горизонтального полета от T для заданных G , n и $H_{p1} > H_{p2} > \dots > H_{p5}$ ($ab - M_{ст} = f(H)$; $cd - M = f(p)$)

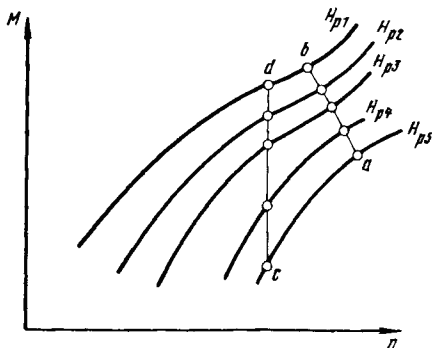


Рис. 3.4. Зависимость числа M горизонтального полета от p для постоянных G , T и $H_{p1} > H_{p2} > \dots > H_{p5}$ ($ab - M_{ст} = f(H)$; $cd - M = f(p)$)

Для получения зависимости максимальной горизонтальной скорости от высоты полета в стандартных условиях при заданном весе G_3 необходимо для каждого значения параметра $n_{у пр}$ найти соответствующую ему барометрическую высоту по давлению, равному

$$p = \frac{p_c}{n_{у пр}} \frac{G_3}{G_0},$$

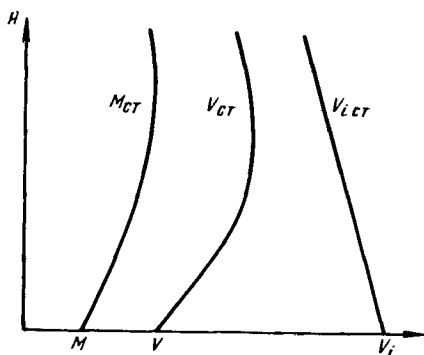
и эту высоту приписывать соответствующей кривой. Затем по стандартной температуре для каждой высоты найти стандартные значения чисел M , помня, что при номинальной частоте вращения $T_{пр} = T (n_{ном}/n)^2 = T$, и подсчитать $V_{max ст} = 72,2 M_{max} \sqrt{T_{ст}}$. По найденным таким образом значениям $M_{max ст}$ и $V_{max ст}$ для нескольких высот строится кривая их зависимостей от стандартной высоты полета (рис. 3.5).

При работе турбореактивных двигателей с $F_{min} = \text{const}$ на форсированных режимах зависимости между обобщенными параметрами установившегося горизонтального полета описываются соотношением (3.6). Следовательно, для определения скоростей установившегося горизонтального полета сетки обобщенных характеристик должны строиться для каждого $\alpha_{р.у.д}$, что значительно увеличивает объем летного эксперимента. Кроме того, получить зависимость между $n_{у пр}$, M и $T_{пр}$ в широком диапазоне изменения $T_{пр}$ можно только в том случае, если система регулирования режимов работы двигателя позволяет менять частоту вращения роторов при неизменном положении рычагов управления. Если же частота вращения однозначно определяется величиной угла $\alpha_{р.у.д}$ или, как это принято для большинства двигателей, значением $n = \text{const}$ для всех форсированных режимов, то

$$M = f(n_{у пр}, \alpha_{р.у.д}, T). \quad (3.13)$$

Сравнение соотношения (3.8) с соотношением (3.6) показывает, что приведенные соображения справедливы и для самолета с двигателями, у которых $F_{кр} = \text{var}$, работающими на нефорсированных режимах. Разница по существу является формальной и состоит в том, что в одном случае

Рис.3.5. Изменение по высоте максимальных стандартных скоростей и числа M полета самолета с ТРД



режим работы определяется $\alpha_{p.y.d.}$, а в другом — частотой вращения роторов. Следовательно, и при таких режимах работы двигателей справедливо выражение (3.13).

Для самолетов с двигателями, у которых $F_{кр} = var$ при работе на форсированных режимах, зависимости между обобщенными параметрами горизонтального полета сложнее, что исключает возможность получения обобщенных характеристик при летных испытаниях. Однако, если $n = f(\alpha_{p.y.d.})$ (или $n = const$), то, как следует из соотношений (3.10) и (3.11), и в этом случае для самолетов с такими двигателями можно пользоваться соотношением (3.13).

Таким образом, установившиеся режимы горизонтального полета самолетов со всеми типами ТРД, за исключением случая работы на нефорсированных режимах с $F_{min} = const$, подобны только в условиях неизменных температуры наружного воздуха и режима работы силовой установки ($\alpha_{p.y.d.} = const$). Пример зависимости между $n_{y.pr}$ и числом M для этого случая показан на рис. 3.6. Используя приведенные на этом рисунке сетки, можно определять зависимости числа M от температуры T , веса G самолета и высоты H полета, а также построить кривую зависимость скорости горизонтального полета от стандартной высоты только для того режима работы двигателя, для которого получены сетки. Такие сетки можно рекомендовать получать в полете только для режима работы двигателей, на котором требуется построить зависимость максимальной скорости от высоты полета.

В более узком смысле метод виражей принято трактовать как метод приведения максимального числа M к заданным условиям при сохранении неизменной фактической температуры T или приведенной температуры $T_{пр}$ воздуха, которая для номинального (максимального) режима работы двигателей равна $T_{пр} = T(n_{ном}/n)^2 = T$. Стандартная высота (и, следовательно, $p_{ст}$) находятся по таблицам стандартной атмосферы при условии $T = T_{ст}$. Затем по заданной массе самолета подсчитывается $n_{y.pr.ст} =$

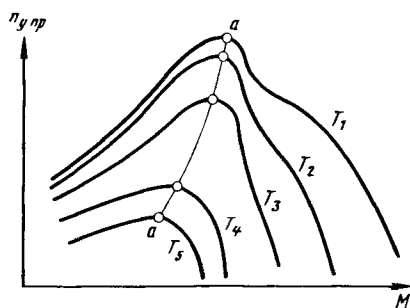


Рис.3.6. Сетка обобщенных характеристик маневренности при работе турбореактивных двигателей на форсированном режиме при $\alpha_{p.y.d.} = const$ для $T_1 < T_2 < \dots < T_5$ и $M \approx 1$ ($aa - n_{y.pr}$ для полета по "поголкам" самолета)

$= \frac{G_3}{G_0} \frac{P_c}{P_{ст}}$ и из кривой $n_{y пр} = f(M)$ для соответствующей $T (T_{пр})$ определяется $M_{таж ст}$.

В заключение следует отметить, что метод виражей применим для самолетов со всеми типами двигателей, тяга которых пропорциональна давлению воздуха.

Получение установившихся скоростей горизонтального полета по сеткам установившихся виражей связано с выполнением в полете виражей с $n_y = \text{const}$. Этот режим является довольно сложным по выполнению. Поэтому, если требуется определять только скорости горизонтального полета, то для этой цели лучше использовать сетки обобщенных характеристик установившегося прямолинейного горизонтального полета.

3.1.2. МЕТОД ПРИВЕДЕННЫХ ЧАСТОТ ВРАЩЕНИЯ

Для самолетов с турбореактивными двигателями, имеющими неизменную площадь F_{min} при работе на нефорсированных режимах, пример сетки обобщенных характеристик для установившегося прямолинейного полета приведен на рис. 3.7. Такая сетка получается из сеток обобщенных характеристик маневренности по значениям числа M , $n_{y пр}$ и $T_{пр}$ в точках $n_{х пр} = 0$ или строится в результате летных испытаний на горизонтальных прямолинейных режимах. Для этого на ряде высот следует выполнить установившиеся горизонтальные "площадки" на нескольких скоростях в диапазоне от минимальной до максимальной, причем на максимальной скорости двигатель должен работать на номинальных (максимальных) частотах вращения роторов, а на меньших скоростях — на частотах, меньших номинальных (максимальных). По барометрической высоте полета и средней массе самолета на "площадке" рассчитывается приведенный вес самолета. Для сохранения постоянной величины приведенного веса (по мере выгорания горючего) каждая последующая "площадка" должна выполняться на несколько большей высоте, выбранной таким образом, чтобы сохранять $m/p = \text{const}$ (при этом изменением g_T можно пренебречь).

Приведенная на рис. 3.7 сетка позволяет рассчитывать числа M установившегося горизонтального полета в зависимости от атмосферных и эксплуатационных условий. Способ получения по таким сеткам значений

числа M в свое время получил название метода оборотов [2] по аналогии с методом оборотов для самолетов с невысотными поршневыми двигателями.

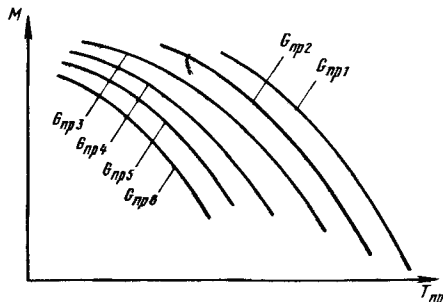


Рис. 3.7. Сетка обобщенных характеристик горизонтального полета на нефорсированных режимах работы ТРД для $G_{пр1} < G_{пр2} < \dots < G_{пр6}$

ми. В связи с тем, что в настоящее время вместо термина "обороты двигателя" употребляется термин "частота вращения роторов двигателя", этот метод назван методом приведенных частот, что правильнее отражает его сущность (впервые этот метод для самолетов с ТРД предложен М.А. Тайцем).

При заданной массе самолета m каждому значению $G_{\text{пр}}$ (см. рис. 3.7) соответствуют определенное давление $p = p_c g_{\text{т.з}} m_3 / G_{\text{пр}}$ и барометрическая высота. Следовательно, если $m = \text{const}$, то для числа M справедливо соотношение (3.12), из которого аналогично тому, как это делалось в методе виражей, получаются зависимости числа M от T (см. рис. 3.3), от n (см. рис. 3.4), от атмосферного давления, а также от высоты в стандартных температурных условиях.

Зависимость максимальной горизонтальной скорости от стандартной высоты при заданной массе m_3 проще получить следующим образом. Для каждого значения приведенного веса определяется соответствующая ей барометрическая высота по давлению, равному $p = p_c G_3 / G_{\text{пр}}$, и эта высота приписывается соответствующей кривой. Затем по стандартной температуре для каждой высоты определяется стандартное значение числа $M_{\text{max ст}}$, имея в виду, что при номинальной (максимальной) частоте вращения $T_{\text{пр}} = T(n_{\text{ном}}/n)^2 = T_{\text{ст}}$, и подсчитывается V_{max} от.

Метод приведенных частот нашел широкое применение для определения максимальных скоростей установившегося горизонтального полета при летных испытаниях самолетов, на режимах работы силовых установок, для которых приведенная тяга зависит от числа M и $n_{\text{пр}}$. Практика летных испытаний подтверждает достаточно высокую точность результатов, получаемых с помощью этого метода, при широком использовании получаемых в фактических условиях материалов для определения характеристик в измененных условиях. При других зависимостях тяги от режима и условий работы двигателей этот метод не рекомендуется. Так, в случае, если зависимость между обобщенными параметрами выражается соотношением (3.7), то объем летного эксперимента значительно увеличивается. Если же число M определяется зависимостями (3.9) или (3.11), то метод приведенных частот использовать нельзя.

Общим недостатком методов определения скоростей горизонтального полета по сеткам обобщенных характеристик является то обстоятельство, что для их построения требуется выполнить значительное число установившихся горизонтальных виражей или "площадок". Если целью испытаний является только получение зависимости максимальной скорости от высоты полета, то лучше пользоваться другими методами, при которых V_{max} на разных высотах может быть получена при значительно меньшей затрате летного времени. В тех случаях, когда испытания для определения горизонтальных скоростей совпадают с испытаниями по определению обобщенных характеристик маневренности или километровых расходов топлива, применение методов виражей или приведенных частот является целесообразным.

Для сокращения числа полетов, необходимых для получения кривой $V_{\text{max ст}} = f(H)$, можно использовать сокращенные методы, при которых зависимости M от $T_{\text{пр}}$ определяются только для небольшого числа высот,

например для трех, на высоте близкой к "потолку", на высотах 1000 ... 2000 м и на промежуточной высоте. На других высотах выполняются "площадки" только при номинальных (максимальных) частотах вращения роторов двигателей. После обработки материалов строят кривые $M = f(T_{\text{пр}})$ для трех значений $n_{\text{упр}}$ или $G_{\text{пр}}$, используя которые определяют три значения $M_{\text{max ст}}$ и $V_{\text{max ст}}$ для заданной массы самолета. Для остальных высот подсчитывают фактические число M и температуру $T_{\text{пр}}$ на "площадках", а затем полученные числа M приводят к стандартным условиям путем интерполяции между имеющимися кривыми на графике $M = f(T_{\text{пр}})$. Пример такой интерполяции представлен на рис. 3.8 (пунктирные линии).

Другим недостатком методов обобщенных характеристик является то, что максимальная скорость горизонтального полета может быть определена только в том случае, если температура наружного воздуха при испытаниях была ниже или равна стандартной. Если же температура была выше стандартной, то на кривой $M = f(T_{\text{пр}}, H_p)$ нельзя найти число $M_{\text{max ст}}$. Не поможет при этом и метод приведенных частот, так как минимальная $T_{\text{пр}} = (n_{\text{ном}}/n)^2 T$, полученная по материалам полета, оказывается выше стандартной. Следовательно, потребуется прибегнуть к экстраполяции кривой $M = f(T_{\text{пр}})$ или $M = f(T)$ в сторону низких температур, что может привести к существенным погрешностям. Для повышения точности экстраполяции необходимо получить хотя бы одно значение числа M в фактических условиях полета. Этого можно достигнуть в разгоне самолета со снижением, причем зачетная высота должна быть пройдена со скоростью, превышающей максимальную. Определив на зачетной высоте тангенциальную перегрузку, можно с использованием формулы (2.46) найти такое уменьшение температуры, которое в горизонтальном полете привело бы к увеличению тяги, равному составляю-

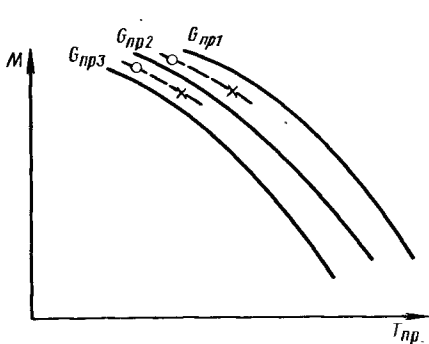


Рис.3.8. Приведенные числа M к стандартным условиям при помощи интерполяции кривых $M = f(T_{\text{пр}})$:
х — точки, полученные в фактических условиях;
о — точки, приведенные к стандартным условиям

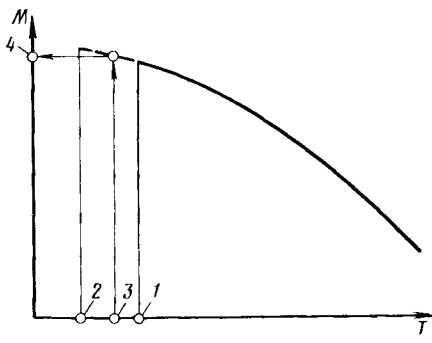


Рис.3.9. Экстраполяция кривых $M = f(T)$ в сторону низких температур воздуха:
1 — фактическая $T > T_{\text{ст}}$; 2 — температура $(T - \delta T) < T_{\text{ст}}$; 3 — стандартная $T_{\text{ст}}$; 4 — стандартное число $M_{\text{ст}}$

щей силы тяжести самолета по касательной к траектории снижения:

$$\delta T = \frac{n_{хпр}}{\partial n_{хпр} / \partial T} = \frac{c_{y0} n_{хпр}}{\partial c_p / \partial T} . \quad (3.14)$$

Полученное при снижении число $M > M_{max}$ наносится на график $M = f(T_{пр})$ при температуре на δT_K меньше, чем фактическая приведенная температура на зачетной высоте (рис. 3.9).

3.2. СОКРАЩЕННЫЕ МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ СКОРОСТИ В ЗАДАННЫХ УСЛОВИЯХ ПОЛЕТА

Для определения только установившихся скоростей горизонтального полета следует на одной или нескольких высотах выполнить установившиеся горизонтальные полеты ("площадки") на требуемом режиме работы двигателей и затем полученные значения чисел M привести к заданным условиям. Потребность в использовании таких сокращенных методов при летных испытаниях возникает довольно часто и в особенности при испытании опытных самолетов, когда по минимальному количеству режимов требуется оценить максимальную скорость горизонтального полета. В связи с этим рассмотрим способы пересчета на измененные условия полета установившейся горизонтальной скорости, полученной в фактических условиях при выполнении только одного режима полета.

3.2.1. МЕТОД ЭКВИВАЛЕНТНОЙ ВЫСОТЫ

Эквивалентной высотой называется стандартная высота, для которой величина полученной в фактических условиях полета приведенной летной характеристики остается неизменной [2, 28].

Для самолетов со всеми типами турбореактивных двигателей число M установившегося горизонтального полета можно представить функцией трех параметров – режима работы двигателя, приведенной нормальной перегрузки и температуры наружного воздуха. Следовательно, если для заданного режима работы силовой установки сохранить при переходе от фактических к стандартным условиям равенства

$$\begin{aligned} T_{ст} &= T \\ \text{и } \frac{G_3}{\rho_{ст}} &= n_y \frac{G}{\rho} , \\ \text{то } M_{ст} &= M \text{ и } V_{ст} = V \sqrt{\frac{T_{ст}}{T}} . \end{aligned} \quad (3.15)$$

Сохранить равенство $T_{ст} = T$ можно только в том случае, если фактическая высота полета (H) отличается от стандартной ($H_{ст}$). При этом в зимних условиях она должна быть меньше, а в летних – больше стандартной.

Рассмотрим, каким образом можно обеспечить равенство отношений

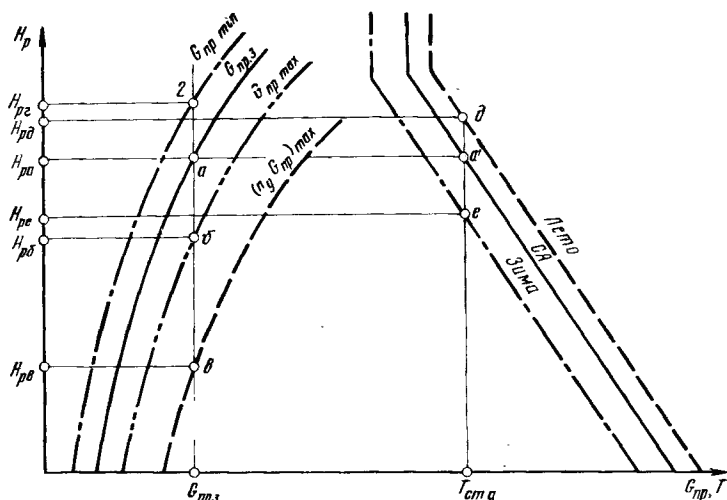


Рис.3.10. Возможности использования метода эквивалентной высоты для приведения числа М при полете в зимних и летних условиях в случае зависимости $M = f(G_{\text{пр}}, \alpha_{\text{р.у.д.}}, T)$

$n_y G/p$ (на фактической высоте) и $G_3/p_{\text{ст}}$ (на стандартной высоте). Для этого обратимся к рис. 3.10, на котором, кроме зависимостей температуры воздуха от барометрической высоты в зимних, летних и стандартных условиях, показаны зависимости приведенного веса $G_{\text{пр.з}}$ от высоты для заданного стандартного веса, а также минимальных $G_{\text{пр min}}$ и максимальных $G_{\text{пр max}}$ его значений, которые можно реализовать в полете на данном самолете. Здесь же нанесена кривая изменения по высоте максимальной величины произведения нормальной скоростной перегрузки на приведенный вес $(n_y G_{\text{пр}})_{\text{max}}$. Точками a и a' отмечены заданный приведенный вес $G_{\text{пр.з}}$ и стандартная температура воздуха $T_{\text{ст}}$, для которых определяется число $M_{\text{ст}}$.

В условиях температур воздуха, меньших стандартных, равенство $T = T_{\text{ст}}$ может иметь место, когда $H_{\text{ре}} < H_a = H_{\text{ст}}$. Обеспечить при этом равенство (3.15) можно при любой полетной массе самолета, если $H_{\text{рв}} < H_{\text{ре}}$. При этом в диапазоне высот от $H_{\text{ст}}$ до $H_{\text{рб}}$ это достигается увеличением массы или n_y , или одновременным увеличением m и n_y . На меньших высотах от $H_{\text{рб}}$ до $H_{\text{рб}}$ для этого необходимо, кроме увеличения массы, увеличивать и нормальную перегрузку вплоть до максимально допустимого ее значения. Указанные способы обеспечения условия $G_{\text{пр.з}} = n_y G_{\text{пр}}$ позволяют обеспечить приведение числа М к стандартной температуре в зимнее время для всех случаев, когда $H_{\text{рв}} \leq H_{\text{ре}}$.

При испытаниях в летнее время барометрическая высота полета $H_{\text{рд}}$ больше стандартной $H_{\text{ст}}$ (при одной и той же $T = T_{\text{ст}}$) и обеспечить равенство (3.15) можно только посредством уменьшения полетной массы. Если в связи с невозможностью значительного уменьшения массы высота $H_{\text{ре}}$ окажется меньше фактической высоты полета $H_{\text{рд}}$, то приведение числа М к стандартным условиям осуществить нельзя.

Таким образом, если $M = f(\alpha_{p.y.d}, n_{y.pr}, T)$, то рассмотренный метод приведения установившейся скорости горизонтального полета практически всегда пригоден для использования при испытаниях зимой и в ограниченном диапазоне высот при испытаниях летом.

Более широкие возможности для использования методов эквивалентной высоты предоставляются при испытаниях самолетов, у которых в установившемся горизонтальном полете $M = f(n_{y.pr}, n_{пр}) = \varphi(n_{y.pr}, T_{пр})$, так как при этом критерий подобия $n_{пр}$ (или $T_{пр}$) объединяет совокупность режимов работы силовой установки и температур воздуха. В этом случае для сохранения равенства чисел M в фактических и стандартных условиях

$$M_{ст} = M$$

необходимо, кроме выполнения условия (3.15), обеспечить равенство

$$\frac{n_{ст}}{\sqrt{T_{ст}}} = \frac{n}{\sqrt{T}}. \quad (3.16)$$

Однако и в этом случае при испытаниях летом диапазон высот его применения является ограниченным [28].

3.2.2. МЕТОД ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ ПОПРАВК

Если при испытаниях фактическая температура воздуха выше стандартной, то методы приведения установившихся горизонтальных скоростей с использованием правил подобия не всегда позволяют определять максимальные скорости в стандартных температурных условиях. Это имеет место почти на всех высотах в летнее время, поэтому необходимо иметь и другие способы приведения V_{max} к стандартным условиям. Одним из таких способов является метод дифференциальных поправок или, как его еще называют, метод показателей [2, 28].

Переходя от приведенных величин к фактическим, из уравнения (3.1) в общем случае для самолетов с турбореактивными двигателями получаем

$$M = f(G, p, T, \alpha_{p.y.d}).$$

Разложив правую часть уравнения в ряд Тейлора при сохранении неизменным $\alpha_{p.y.d}$ и переходя затем от дифференциалов к конечным приращениям, после отбрасывания всех членов, кроме первых, получим формулу для подсчета поправки к числу M , на отличие в полете фактических веса самолета, атмосферных температуры и давления от их заданных величин:

$$\frac{\delta M}{M} = M_T \frac{\delta T}{T} + M_G \frac{\delta G}{G} + M_p \frac{\delta p}{p}, \quad (3.17)$$

где $\delta M = M_3 - M$, $\delta T = T_3 - T$, $\delta G = G_3 - G$, и $\delta p = p_3 - p$; M_T , M_G и M_p — показатели, характеризующие изменение числа M при изменении соответственно температуры воздуха, или веса самолета или атмосферного давления воздуха на 1%. Если в полете какой-либо из параметров работы силовой

установки выходит из нормируемых пределов, то, кроме поправок, определяемых формулой (3.17), необходимо вводить поправки на разность между фактическим значением параметра и тем значением, которое было бы в условиях испытаний при идеальной работе системы задания и поддержания требуемого режима работы.

В этом случае

$$\frac{\delta M}{M} = M_T \frac{\delta T}{T} + M_G \frac{\delta G}{G} + M_p \frac{\delta p}{p} + \sum M_{xi} \frac{\delta x_i}{x_i} \quad (3.18)$$

Здесь под x_i понимают любой регулируемый (и измеряемый), параметр, определяющий тягу силовой установки. Обычно это частота вращения одного из роторов двигателя, реже — расход топлива и еще реже — температура газов.

Зная поправку δM , подсчитывают поправку на отклонение фактической скорости от стандартной по формуле

$$\frac{\delta V}{V} = \frac{\delta M}{M} + \frac{1}{2} \frac{\delta T}{T} \quad (3.19)$$

Показатели

$$M_T = \frac{T}{M} \frac{\partial M}{\partial T}; M_G = \frac{G}{M} \frac{\partial M}{\partial G};$$

$$M_p = \frac{p}{M} \frac{\partial M}{\partial p} \text{ и } M_{xi} = \frac{x_i}{M} \frac{\partial M}{\partial x_i}$$

зависят от тех же параметров, что и число M горизонтального полета, и могут быть получены или расчетным путем, или на основании материалов летных испытаний.

Обоснование формул для подсчета показателей изменения числа M горизонтального полета самолетов с турбореактивными двигателями, приведенная тяга которых является функцией числа M и $n_{пр}$, дано в работах [2, 28] М.А. Тайцом.

Если пренебречь изменением ускорения свободного падения, влияние которого ничтожно мало при приведении числа M , то

$$M_T = - \frac{0,5 h_n - 1,26 g_{Re}}{2 (1 - g_{cy}) + g_M + g_{Re} - h_M},$$

$$M_p = \frac{g_{cy} - g_{Re}}{2 (1 - g_{cy}) + g_M + g_{Re} - h_M},$$

$$M_G = - \frac{g_{cy}}{2 (1 - g_{cy}) + g_M + g_{Re} - h_M}.$$

В формулах введены следующие обозначения:

$$h_n = \frac{n_{пр}}{P_{пр}} \frac{\partial P_{пр}}{\partial n_{пр}}; h_M = \frac{M}{P_{пр}} \frac{\partial P_{пр}}{\partial M}; g_{cy} =$$

$$= \frac{c_y}{c_x} \frac{\partial c_x}{\partial c_y} = 2 A \frac{c_y}{c_x} (c_y - c_y^*); g_{Re} = \frac{Re}{c_x} \frac{\partial c_{x0}}{\partial Re}; g_M = \frac{M}{c_x} \frac{\partial c_x}{\partial M}.$$

Для силовых установок, тяга которых при заданном режиме работы определяется числом M и температурой наружного воздуха, показатель

$$M_T = \frac{h_T + 1,26 g_{Re}}{2(1 - g_{c_y}) + g_M + g_{Re} - h_M},$$

где $h_T = \frac{T}{P_{пр}} \frac{\partial P_{пр}}{\partial T}$,

а для показателей M_p и M_G остаются справедливыми приведенные выше формулы. Если $P_{пр}$ зависит также и от p , то формула для подсчета показателя M_p примет вид

$$M_p = \frac{h_p + g_{c_y} - g_{Re}}{2(1 - g_{c_y}) + g_M + g_{Re} - h_M},$$

где $h_p = \frac{p}{P_{пр}} \frac{\partial P_{пр}}{\partial p}$.

Показатель, характеризующий изменение числа M по регулируемому параметру силовой установки, может быть подсчитан по формуле

$$M_{x_i} = \frac{h_{x_i}}{2(1 - g_{c_y}) + g_{Re} + g_M - h_M},$$

в которой $h_{x_i} = \frac{x_i}{P_{пр}} \frac{\partial P_{пр}}{\partial x_i}$.

Обычно метод дифференциальных поправок используется для получения зависимости максимальной горизонтальной скорости от стандартной высоты при заданной полетной массе самолета. При этом полученная при полете на горизонтальной "площадке" V_{max} приводится к заданным условиям полета при условии равенства стандартной и барометрической высот полета. В этом случае

$$\frac{\delta M}{M} = M_T \frac{\delta T}{T} + M_G \frac{\delta G}{G} + \sum M_{x_i} \frac{\delta x_i}{x_i} \quad (3.20)$$

и влияние числа Re на показатели можно не учитывать.

Показатели подсчитываются с использованием материалов испытаний в аэродинамических трубах и расчетных высотно-скоростных характеристик двигателя, что приводит к большим или меньшим погрешностям. Поэтому в ряде случаев расчетные значения показателей могут быть использованы лишь для приближенной оценки максимальной скорости в заданных условиях полета, а также для экстраполяции показателей, полученных по материалам летного эксперимента.

При получении показателей экспериментальным путем необходимо на основании материалов полетов построить зависимость числа M от соответствующего параметра при постоянных значениях остальных. Для подсчета показателя M_T используются зависимости числа M от T , построенные для ряда значений $G_{пр} = \text{const}$ (см. рис. 3.7) или для ряда $n_{y пр}$ (см. рис. 3.2), если для этой цели пользуются материалами установившегося режима. В ряде точек каждой кривой определяется производная $\delta M / \delta T$,

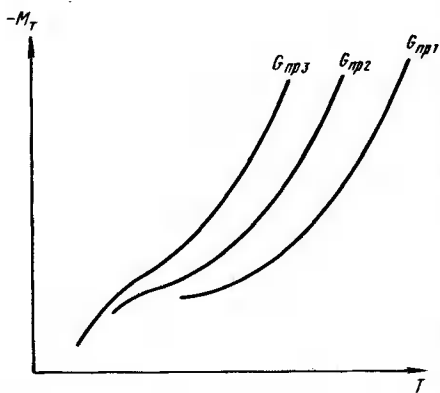


Рис.3.11. Примерный характер зависимости показателя M_T для самолетов с ГРД от температуры воздуха для $G_{пр1} < G_{пр2} < G_{пр3}$

по которой подсчитывается показатель M_T и затем строятся кривые $M_T = f(T)$ для каждого $G_{пр}$ (рис. 3.11).

Легко показать [2], что $M_G = -M_p = M_{ny}$, где $M_{ny} = \frac{n_{yпр}}{M} \times \frac{\partial n_{yпр}}{\partial M}$. Поэтому для определе-

ния каждого из этих показателей можно использовать любую из зависимостей числа M от веса самолета, атмосферного давления, нормальной скоростной перегрузки или от приведенных значений этих величин. При использовании для этой цели обобщенных характеристик установившегося горизонтального полета они перестраиваются в графики зависимостей числа M от $G_{пр}$ для ряда значений фактической или приведенной температуры воздуха (рис. 3.12) и затем с помощью дифференцирования подсчитывается показатель $M_G = -M_p$ и строится кривая $M_G = f(G_{пр})$ (рис. 3.13) для каждой T (или $T_{пр}$).

Показатели изменения числа M , обусловленного отклонениями регулируемых параметров x_i силовой установки, можно определить на основании результатов специальных полетов, обычно выполняемых при двух и, в редких случаях, при трех значениях регулируемого параметра (например, для самолетов, у которых $P_{пр} = f(M, \alpha_{р.у.д}, T)$, а $n = f(\alpha_{р.у.д}, T^*)$ — при двух настройках регулятора частот вращения роторов).

На заданной высоте полета при неизменном режиме работы силовой установки выполняется ряд установившихся виражей в выбранном диапазоне скоростей полета, включая и V_{max} (на последней производится прямолинейная "площадка"). Если в полете изменить настройку нельзя, то кривая $M = f(n_{yпр})$ должна быть получена для каждой настройки в отдельном полете. Высота последующего полета выбирается таким

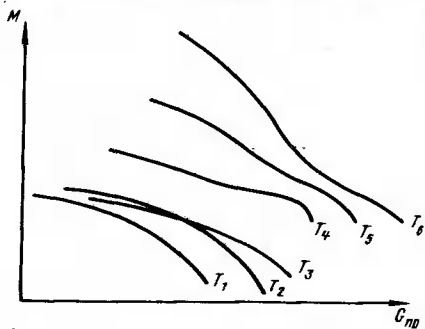


Рис.3.12. Зависимость числа M от $G_{пр}$ для ряда $T_1 > T_2 > \dots > T_6$

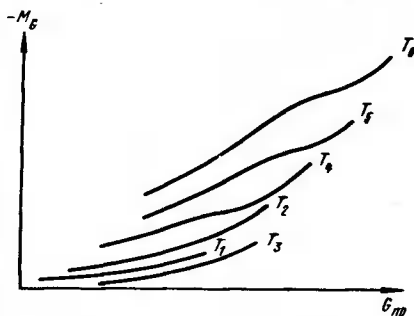


Рис.3.13. Примерный характер зависимостей показателя M_G от $G_{пр}$ для ряда $T_1 > T_2 > \dots > T_6$

образом, чтобы температура T или $T_{пр}$ была равной температуре в предыдущем полете, а при их отличии необходимо число M привести к одной температуре. На основании таких полетов строят кривые $M = f(n_{у пр})$ для двух значений параметра x_i . Поскольку влияние параметра x_i на $P_{пр}$ и, следовательно, на число M зависит от условий полета, то функцию $M = f(n_{у пр})$ определяют при двух — трех значениях температур, выбираемых так, чтобы охватить весь диапазон высот, для которых необходимо построить кривую $V_{max} = f(H)$. Рассекая полученные зависимости прямыми $n_{у пр} = \text{const}$, определяют влияние параметра x_i на число M .

При наличии сеток показателей M_T , M_G и M_{x_i} приведение скорости, полученной при полете на горизонтальной "площадке", к заданным стандартным условиям делается следующим образом. Сначала, используя формулу (3.20), подсчитывают поправку к числу M полета и затем стандартное значение числа M в заданных условиях полета $M_{ст} = M + \delta M$. Так как показатели M_T , M_G и M_{x_i} в определенных условиях могут резко меняться при изменении числа M , то переход (при выводе формул приведения) от дифференциалов к конечным приращениям в этом случае приводит к большим ошибкам. Для того, чтобы избежать их, применяется один из способов последовательного приближения, изложенных в работе [2], или величины показателей берутся соответственно для средних значений температуры $T_{ср} = T + \delta T/2$, массы самолета $G_{ср} = G + \delta G/2$ и параметра $x_i = x_{i ср} + \delta x_i/2$. Тогда, например, для поправки на отклонение фактической температуры от стандартной будем иметь

$$\delta M_T = M_T \frac{M + \frac{\delta M_T}{2}}{T_{ср}} \delta T,$$

$$\text{откуда } \delta M_T = M_T M \frac{\delta T}{T[1 + \frac{\delta T}{2T} (1 - M_T)]}.$$

Аналогичные формулы по-

лучают и для подсчета поправок δM_G и δM_{x_i} .

3.3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕОРЕТИЧЕСКОГО ПОТОЛКА САМОЛЕТА ПО СЕТКАМ ОБОБЩЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Если сетки обобщенных характеристик горизонтальных виражей получаются при летных испытаниях в диапазоне скоростей от минимальной до максимальной, то кривые нормальной приведенной $n_{у пр}$ в зависимости от числа M будут иметь вид, представленный на рис. 3.6. Для неизменной температуры воздуха T (или $T_{пр}$) перегрузка $n_{у пр}$ при изменении по числу M достигает максимального значения. На двух кривых (см. рис. 3.6) этот режим обозначен буквой a . В условиях сохранения неизменной фактической температуры воздуха режим с $n_{у пр max}$ соответствует полету с $n_y = 1$ и заданной массой самолета на наибольшей барометрической высоте. Следовательно, точка a характеризует режим полета на теоретическом "потолке" для заданного значения приведенного веса самолета ($G_{пр} = n_{у пр} G_0$) при фактической температуре наружного воздуха.

На рис. 3.6 через точки a максимальных значений $n_{у пр}$ проведена пунктирная линия. Пользуясь этой кривой, строят зависимости значений $n_{у пр max}$ и соответствующих им чисел M от T (или $T_{пр}$) для режимов полета на "потолке" (рис. 3.14).

Если для определения максимальных скоростей применялся метод приведенных частот (при работе двигателей с $F_{min} = \text{const}$ на нефорсированных режимах),

Рис.3.14. Зависимость $n_{упр\ max}$ и числа M от $T(T_{пр})$ для режимов полета на "потолке"

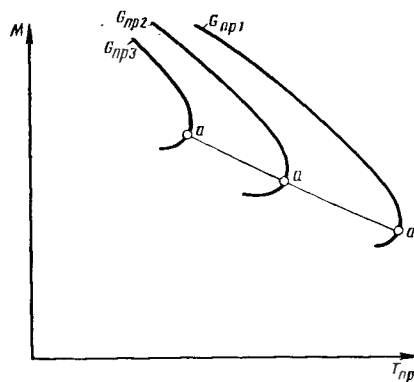
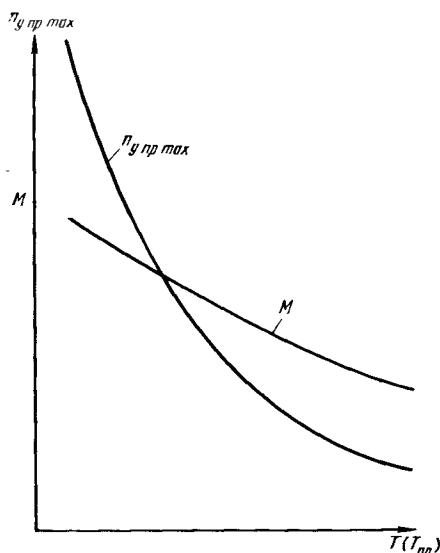


Рис.3.15. Сетки обобщенных характеристик горизонтального полета в координатах M и $T_{пр}$ при работе двигателя на нефорсированном режиме

то кривые $M = f(T_{пр})$, полученные в диапазоне скоростей от V_{min} до V_{max} , будут иметь вид, показанный на рис. 3.15. Такой характер кривых объясняется тем, что по мере снижения скорости горизонтального полета потребные частоты вращения роторов сначала уменьшаются, а $T_{пр} = T_c(n_{ном}/n)^2$ увеличивается до тех пор, пока не будет достигнут режим работы на минимальных частотах (точка a). При дальнейшем уменьшении скорости потребная частота вращения начинает возрастать, а приведенная температура уменьшается.

Когда полет происходит при температуре наружного воздуха T , равной приведенной температуре в точке a , то горизонтальный полет возможен только на режиме, соответствующем точке a , при частоте вращения роторов, равной $n_{ном}$ (n_{max}). На больших и на меньших скоростях он невозможен, так как в этом случае потребные частоты вращения должны быть больше номинальных (максимальных), чего обеспечить нельзя. Следовательно, точка a характеризует режим полета на теоретическом "потолке" для заданного $G_{пр}$ [2]. Если точки a соединить линией, то, используя ее, можно построить кривые зависимостей $G_{пр.п}$ и M от $T_{пр}$ для режимов полета на "потолке", аналогичные кривым, показанным на рис. 3.14.

При наличии кривой $n_{упр max} = f(T)$ для самолетов с любым типом турбореактивных двигателей, работающих при $\alpha_{р.д} = \text{const}$, и кривых $n_{упр max} = f(T_{пр})$ или $G_{пр.п} = f(T_{пр})$ для самолетов, у которых подобные режимы полета сохраняются при соблюдении постоянства $n_{упр}$ ($G_{пр}$ при $n_y = 1$) и $n_{пр}$, находятся зависимости теоретического потолка от полетного веса для любых условий полета. В частности, для условий стандартной атмосферы, задавшись высотой $H_{ст}$, находим из рис. 3.14 по $T_{ст}$ на этой высоте значение $n_{упр max}$ и затем подсчитываем вес

$$G = n_{упр max} G_0 \frac{P_{ст}}{P_c},$$

для которого выбранная высота является высотой теоретического "потолка". Выполнив такие расчеты для ряда высот, строим кривую зависимости теоретического "потолка" от полетного веса самолета (рис. 3.16).

Если для обобщенных характеристик горизонтального полета справедлива зависимость $f(M, n_{упр}, n_{пр}) = 0$, то по кривым $n_{упр max} = f(T_{пр})$ и $G_{пр.п} = f(T_{пр})$ определяют зависимость "потолка" от веса самолета не только для полета на номи-

Рис.3.16. Зависимости теоретического "потолка" от полетного веса и числа М от теоретического "потолка"

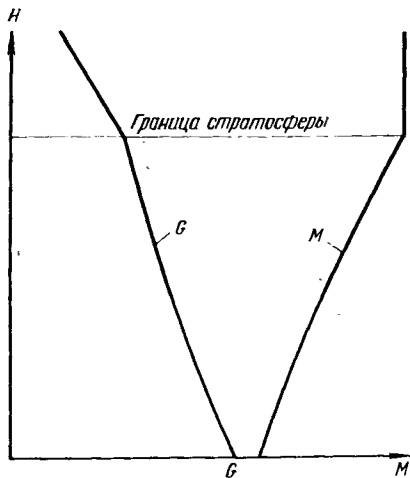
нальных (максимальных) частотах вращения, когда $T_{пр} = T_{ст}$, но и при любых частотах ω , учитывая, что $T_{пр} = T(n_{ном}/n)^2$.

На высотах от 11 до 20 км стандартная температура воздуха в условиях стандартной атмосферы постоянна. Следовательно, на этих высотах $n_{упр}$ для режимов полета на "потолках" при $\alpha_{р.у.д} = \text{const}$ является постоянной величиной, откуда

$$\frac{P_{ст2}}{P_{ст1}} = \frac{n_{y2}}{n_{y1}} \frac{G_2}{G_1} = \frac{G_2}{G_1} \quad (3.21)$$

Таким образом, если известен теоретический "потолок" для какой либо массы самолета, то по полученной формуле легко получить "потолок" для другого значения полетной массы.

Пользуясь сетками, изображенными на рис. 3.6 и 3.15, можно для режимов полета на "потолке" получать также зависимость числа М от $T_{пр}$ или G (см. рис. 3.14), а по ним рассчитывать значения чисел М для режимов полета на "потолке" с заданной массой самолета (см. рис. 3.16).



3.4. ПРИВЕДЕНИЕ

МАКСИМАЛЬНОЙ ВЕРТИКАЛЬНОЙ СКОРОСТИ

И ТЕОРЕТИЧЕСКОГО ПОТОЛКА К ЗАДАНЫМ УСЛОВИЯМ

В разд. 2.3 показано, как из сеток обобщенных характеристик маневренности выбрать режимы, соответствующие полету на максимальных вертикальных скоростях. Эти режимы находятся на линии, соединяющей максимальные значения вертикальных скоростей (линия ab на рис. 2.6) зависимостей V_y от числа М полета.

Вдоль линии ab максимальная вертикальная скорость $V_{упр\max}$ и наиболее выгодное число $M_{наив}$ набора высоты для самолетов с турбореактивными двигателями в общем случае являются функциями $G_{пр}$, $\alpha_{р.у.д}$ и температуры воздуха, а с турбореактивными двигателями, приведенные тяги которых зависят от М и $T_{пр}$ (или $n_{пр}$), — функциями $G_{пр}$ и $T_{пр}$. Графическое представление таких зависимостей называется сетками обобщенных характеристик максимальной скороподъемности самолетов с ТРД, причем в общем случае такая сетка строится для каждого режима работы силовой установки (рис. 3.17), а для случая, когда $P_{пр} = f(M, T_{пр})$, она является единой для всех режимов работы двигателей. При наличии обобщенных сеток легко для любых условий полета определить наиболее выгодную скорость набора

$$V_{наив} = 3,85 M_{наив} \sqrt{p_3};$$

$$V_{наив} = 72,2 M_{наив} \sqrt{T_3} \text{ (км/ч)}$$

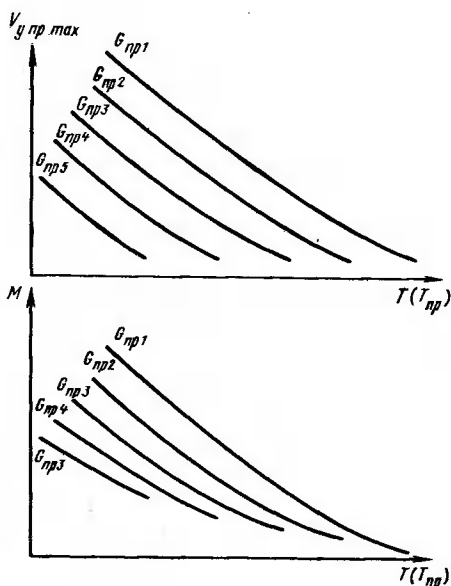


Рис.3.17. Сетки обобщенных характеристик максимальной скороподъемности самолетов с ТРД для $G_{пр1} < G_{пр2} < \dots < G_{пр5}$

и максимальную вертикальную скорость

$$V_{y \max} = V_{y \text{ пр max}} \frac{G_0}{G_{пр.3}} \sqrt{\frac{T_3}{T_c}}$$

Однако применение для определения $V_{y \max}$ сеток обобщенных характеристик режимов скороподъемности ограничено из-за необходимости выполнения большого числа полетов. Использовать этот метод целесообразно, если в соответствии с задачами испытаний производится детальное исследование маневренных данных самолета или требуется

определить характеристики скороподъемности для разных вариантов массы самолета и для разных температур наружного воздуха и режимов работы силовой установки ($\alpha_{p.y.d}$ или n).

Обычно скороподъемность самолета определяют в специальном полете с набором высоты до практического потолка на числах M , соответствующих $V_{y \max}$ для заданных режима работы силовой установки и массы самолета. Материалы ограниченного числа "зубцов" или разгонов используются в основном для назначения наимыгоднейших чисел M (скоростей) набора в зависимости от высоты полета.

Основным методом приведения к заданным (стандартным) условиям материалов полета на скороподъемность является метод дифференциальных поправок. При выбранном законе изменения числа M по $G_{пр}$ и заданном режиме работы силовой установки

$$V_{y \text{ пр max}} = f(G_{пр}, T),$$

так как $M_{\text{наив}} = f(G_{пр}, T)$.

На практике полеты на скороподъемность принято производить, сохраняя неизменной зависимость числа $M_{\text{наив}}$ от $G_{пр}$ (или от H_p при заданном G) в различных температурных условиях. Вследствие того, что максимум кривой $V_{y \text{ пр}} = f(M)$ имеет пологий характер, ошибка, вносимая пренебрежением влияния T на $M_{\text{наив}}$, незначительна. Эти полеты выполняют, как правило, на самолете с массой, близкой к заданной, а поэтому можно не считаться с влиянием на число $M_{\text{наив}}$ отклонений фактической массы от заданной. Таким образом, при выводе формул приведения вертикальной скорости к заданным условиям принимают $M = \text{const}$. Поэтому при переходе от фактических к заданным (стандартным) условиям вводят поправки на отличие приведенных весов самолета, температур наруж-

ного воздуха, а при необходимости — и на отличие между нормируемыми и фактическими параметрами работы силовой установки, то есть

$$\delta V_{\text{упр}} = \delta V_{\text{упр}T} + \delta V_{\text{упр}G} + \Sigma \delta V_{\text{упр}x_i},$$

где $\delta V_{\text{упр}} = V_{\text{упр.з}} - V_{\text{упр}}$ — суммарная поправка на отличие всех параметров.

Поскольку режим скороподъемности осуществляется на углах атаки самолета, для которых $\cos \alpha_c \approx 1$ и $\sin \alpha_c \approx 0$, то, как следует из формул (2.46) и (2.47),

$$\delta V_{\text{упр}T} = \frac{a_c M}{c_{y0}} \frac{\partial c_P}{\partial T} \delta T = a_c M \frac{\partial n_{x\text{пр}}}{\partial T} \delta T$$

и

$$\Sigma \delta V_{\text{упр}x_i} = \frac{a_c M}{c_{y0}} \Sigma \frac{\partial c_P}{\partial x_i} \delta x_i = a_c M \Sigma \frac{\partial n_{x\text{пр}}}{\partial x_i} \delta x_i.$$

Производные $\partial n_{x\text{пр}}/\partial T$ и $\partial n_{x\text{пр}}/\partial x_i$ определяются в соответствии с рекомендациями разд. 2.5. Поправку на изменение массы самолета легко получить при помощи формулы (2.58), если приведенную нормальную перегрузку выразить через приведенный вес, принимая $n_y = 1$. Тогда

$$\delta V_{\text{упр}G} = -A_n c_{y0} a_c M \left[\left(\frac{G_{\text{пр.з}}}{G_0} - n_{y\text{пр}}^* \right)^2 - \left(\frac{G_{\text{пр}}}{G_0} - n_{y\text{пр}}^* \right)^2 \right],$$

откуда после элементарных преобразований,

$$\delta V_{\text{упр}G} = -2A_n a_c M (c_{y\text{ср}} - c_y^*) \frac{\delta G_{\text{пр}}}{G_0}, \quad (3.22)$$

где $c_{y\text{ср}} = \frac{(G_{\text{пр.з}} + G_{\text{пр}})}{\kappa_P S M^2} = \frac{(G_z + G)}{\kappa_P S M^2}$ — коэффициент подъемной силы для среднего между фактическим и заданным весами самолета.

В случае, когда $c_y^* = 0$,

$$\delta V_{\text{упр}G} = - \frac{2A_n a_c}{\kappa_P c G_0 S M} (G_{\text{пр.з}} + G_{\text{пр}}) \delta G_{\text{пр}}$$

или

$$\delta V_{\text{упр}G} = - \frac{0,00484 A_n}{MS} \frac{G_{\text{пр.з}} + G_{\text{пр}}}{G_0} \delta G_{\text{пр}} \quad (3.23)$$

при использовании международной системы единиц измерения (СИ). Поскольку $(G_{\text{пр.з}} + G_{\text{пр}}) \delta G_{\text{пр}} = G_{\text{пр.з}}^2 - G_{\text{пр}}^2 = \delta G_{\text{пр}}^2$, то поправка $\delta V_{\text{упр}G}$ для данного типа самолета может быть представлена в виде номограммы (рис. 3.18), в верхней части которой дана зависимость $\delta V_{\text{упр}G}$ от M и $\delta G_{\text{пр}}^2$, а в нижней — связь между $\delta G_{\text{пр}}^2$ и $\delta G_{\text{пр}}$.

В диапазонах отклонений масс самолета, имеющих место в полетах на скороподъемность, можно при пользовании формулами (3.22) и (3.23) принимать вместо коэффициента перегрузочной полярности A_n коэффициент аэродинамической полярности A . Однако, если нет уверенности в

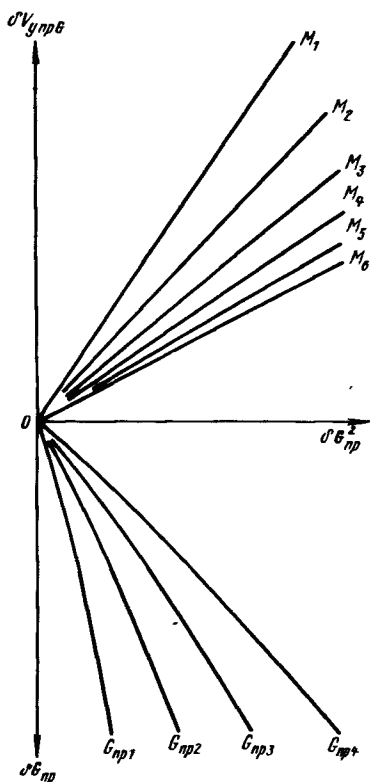


Рис.3.18. Примерный вид номограммы для определения поправки к V_y на изменение веса ($M_1 < M_2 < \dots < M_6$)

достоверности материалов продувок, лучше определить в летных испытаниях непосредственно производную

$$\frac{\partial V_{yпр}}{\partial G_{пр}^2} = \frac{0,0048 A_n}{M S G_0}, \text{ используя}$$

то обстоятельство, что $V_{yпр}$ является линейной функцией $G_{пр}^2$.

Рассмотренный метод позволяет решать задачи перерасчета характеристик скороподъемности на изменение высоты полета, массы самолета, температуры наружного воздуха и параметров работы силовой установки. Приведенная вертикальная скорость в заданных условиях определяется уравнением

$$V_{yпр.з} = V_{yпр} + \delta V_{yпр} T + \delta V_{yпр} G + \Sigma \delta V_{yпр} x_i,$$

а фактическую вертикальную скорость подсчитывают при помощи формулы

$$V_{y\max} = V_{yпр.з} \sqrt{\frac{T_{ст}}{T}} \frac{G}{G_3} \frac{p_{ст}}{p}. \quad (3.24)$$

В случае приведения максимальной вертикальной скорости к заданным условиям при условии $p_{ст} = p$, как это обычно осуществляется,

$$V_{y\max} = V_{yпр.з} \sqrt{\frac{T_{ст}}{T}} \frac{G}{G_3}.$$

При выполнении режимов скороподъемности на самолетах, у которых $P_{пр} = f(M, T_{пр})$, для уменьшения поправок при пересчете V_y на стандартные условия летчик должен на каждой высоте выдерживать такую частоту вращения, чтобы

$$T_{пр} = T \left(\frac{n_{ном}}{n} \right)^2 = T_{ст}.$$

Тогда при $G_{пр} = G_{пр.з}$ и $M = M_{ст}$

$$\frac{V_{y\max}}{\sqrt{T}} = \frac{V_{y\max ст}}{\sqrt{T_{ст}}}, \text{ а}$$

$$V_{y\max ст} = V_{y\max} \sqrt{\frac{T_{ст}}{T}}.$$

Если же $G_{пр} \neq G_{пр.з}$, то подсчитывают поправку на их отличие, используя одну из приведенных формул. Однако этот способ, основанный на форму-

лах подобия, имеют два крупных недостатка. Во-первых, он применим для определения $V_{y\max}$ на номинальных частотах вращения только в зимнее время, так как в летнее время потребовалось бы летать при $n > n_{\text{ном}}$. Во-вторых, для его использования нужно до полета получить распределение фактической температуры по высоте H_p , чтобы заранее рассчитать фактическую n для разных высот полета и задать ее летчику, или иметь возможность измерять в полете статическую температуру воздуха.

Пересчет теоретического "потолка" к стандартным условиям производят при постоянной массе самолета (пренебрегая изменением g_T) и числе M полета. Из уравнения, связывающего массу и подъемную силу самолета на потолке, следует, что

$$p = \frac{2g_T m}{\kappa c_y S M^2},$$

откуда $\frac{dp}{p} = -\frac{dc_y}{c_y}$, или с учетом уравнения статики атмосферы

$$dH = RT \frac{dc_y}{c_y}.$$

Пренебрегая влиянием числа Re , из уравнения $c_x = f(c_y, M)$ получаем

$\frac{dc_y}{c_y} = \frac{dc_x}{c_y} \frac{\partial c_y}{\partial c_x}$. Поскольку в установившемся горизонтальном полете $dc_x = dc_p$, то после подстановки в уравнение для dH имеем

$$dH = RT \frac{\partial c_y}{\partial c_x} \frac{dc_p}{c_y}.$$

Так как $dc_p = \frac{\partial c_p}{\partial T} dT$,

то получаем:

$$\delta H = RT \frac{\partial c_y}{\partial c_x} \frac{\partial c_p}{\partial T} \frac{\delta T}{c_y}.$$

В случае аппроксимации поляры выражением $c_x = c_{x\min} + A(c_y - c_y^*)^2$ производная $\frac{\partial c_y}{\partial c_x} = \frac{1}{2A(c_y - c_y^*)}$ и температурная поправка к "потолку" самолета

$$\delta H_T = \frac{RT}{2Ac_y(c_y - c_y^*)} \frac{\partial c_p}{\partial T} \delta T, \quad (3.25)$$

а при $c_y^* = 0$

$$\delta H_T = \frac{RT}{2Ac_y^2} \frac{\partial c_p}{\partial T} \delta T. \quad (3.26)$$

Теоретический потолок полета самолета в стандартных условиях подсчитывается как сумма

$$H_{\text{теор}} = H + \delta H_T.$$

Изложенный метод по существу является приведением установившейся скорости горизонтального полета к заданной температуре путем пересчета на другую высоту при сохранении $M = \text{const}$ и может быть использован для определения зависимости $V_{\text{мах}}$ от высоты полета. Скорость в заданных атмосферных условиях при этом равняется $V_{\text{мах}} = M \sqrt{\frac{T_3}{T}}$.

3.5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТОВ С ТУРБОРЕАКТИВНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ МЕТОДОМ УСКОРЕНИЙ

Сущность метода ускорений заключается в определении в полете фактической зависимости тангенциальной перегрузки от числа M с последующим ее пересчетом к стандартным (заданным) условиям. Зависимость n_x от M определяют на режимах прямолинейных разгонов и (при необходимости) торможений самолета при фиксированном режиме работы двигателей. В принципе метод позволяет использовать разгоны с любой нормальной скоростной перегрузкой $n_y \neq 1$. Однако при этом, в связи с необходимостью приведения получаемых материалов к $n_y = 1$, точность метода уменьшается. Поэтому для современных самолетов целесообразно выполнять прямолинейные горизонтальные разгоны или торможения с незначительным снижением при $n_y \approx 1$, чтобы поправки при приведении были меньшими. При неизменном режиме работы двигателя и постоянном числе M полета тангенциальную перегрузку исправляют на разность $n_{\text{упр}}$ и $P_{\text{пр}}$ в заданных и фактических условиях полета. Принимая для горизонтальных разгонов в уравнении (2.46) $\cos \alpha_c = 1$, для подсчета поправки на отличие условий работы силовой установки получим формулу:

$$\delta n_{x\text{пр}P} = \frac{\partial n_{x\text{пр}}}{\partial T} \delta T + \sum \frac{\partial n_{x\text{пр}}}{\partial x_i} \delta x_i, \quad (3.27)$$

при использовании которой производные $\frac{\partial n_{x\text{пр}}}{\partial T}$ и $\frac{\partial n_{x\text{пр}}}{\partial x_i}$ определяются в соответствии с методикой разд. 2.5. Поправки на разность между фактической n_y и $n_y = 1$, а также между фактической полетной и заданной массами подсчитывают непосредственно по формуле (2.58) или по формуле, полученной из нее:

$$\delta n_{x\text{пр}ny} = -2A_{ncy_0} \delta n_{y\text{пр}} (n_{y\text{пр.ср}} - n_{y\text{пр}}^*), \quad (3.28)$$

$$\text{где } n_{y\text{пр.ср}} = \frac{n_{y\text{пр}} + n_{y\text{пр.з}}}{2} = \frac{p_c}{2G_0} \left(\frac{n_y G}{p} + \frac{G_3}{p_3} \right), \text{ а } n_{y\text{пр}}^* = \frac{c_y^*}{c_{y_0}}.$$

Для самолетов, у которых $c_y^* = 0$,

$$\delta n_{x\text{пр}ny} = -2A_{ncy_0} n_{y\text{пр.ср}} \delta n_{y\text{пр}}. \quad (3.29)$$

При выполнении разгонов на самолетах, приведенная тяга которых определяется значениями числа M и $T_{\text{пр}}$, в условиях $T < T_{\text{ст}}$ для умень-

шения поправок следует воспользоваться методом подбора частоты вращения роторов и высоты полета. Летчик на каждой высоте, выбранной из условия

$$n_y \frac{G}{p} = \frac{G_3}{p_3},$$

должен подбирать n таким образом, чтобы

$$T_{\text{пр}} = T\left(\frac{n_{\text{ном}}}{n}\right)^2 = T_{\text{ст}}.$$

В этом случае

$$\frac{n_x G}{p} = \frac{n_{x3} G_3}{p_3},$$

$$\text{а } n_{x3} = n_x \frac{G}{G_3} \frac{p_3}{p}. \quad (3.30)$$

Если выдержать точно указанные условия не удастся, то полученные результаты исправляют путем введения незначительных поправок при помощи формул (3.28) или (3.29). Для уменьшения поправок на T при определении зависимостей $n_x = f(M)$ в общем случае можно использовать метод эквивалентной высоты (разд. 3.2.1).

Приведенная тангенциальная перегрузка в заданных условиях подсчитывается как сумма

$$n_{x\text{пр.з}} = n_{x\text{пр}} + \delta n_{x\text{пр}T} + \delta n_{x\text{пр}n_y} + \Sigma \delta n_{x\text{пр}x_i},$$

$$\text{а } n_{x3} = n_{x\text{пр.з}} \frac{G_0}{G_3} \frac{p_3}{p_c}.$$

Типичный характер зависимостей n_x от числа M для дозвукового, околозвукового и сверхзвукового самолетов с турбореактивными двигателями показан на рис. 3.19. Точки кривых $n_x = f(M)$, лежащие на оси абсцисс, соответствуют режимам прямолинейного установившегося горизонтального полета, а в полете с режимом работы ТРД на наибольшей тяге — установившимся максимальным скоростям горизонтального полета. Следовательно, если выполнены разгоны на разных высотах, то по таким точкам строят кривые зависимости V_{max} от высоты полета.

Летом, когда тяга турбореактивного двигателя уменьшается, максимальное число M горизонтального полета в разгоне получается меньше $M_{\text{max ст}}$, т.е. полученная в горизонтальном полете кривая $n_x = f(M)$ не пересекает ось абсцисс, и без экстраполяции тангенциальной перегрузки в сторону больших M задачу о нахождении $M_{\text{max ст}}$ решить нельзя. Метод ускорения позволяет устранить это затруднение путем выполнения разгона со снижением до достижения скоростей больше максимальных в летних условиях полета (см. разд. 3.1.2).

Поскольку $V_{y3}^* = a_{\text{ст}} M n_{x3}$, то кривая $n_{x3} = f(M)$ легко перестраивается в кривую $V_{y3} = f(M)$, которая позволяет определить вертикальные скорости самолета при наборе высоты с любым постоянным числом M , а

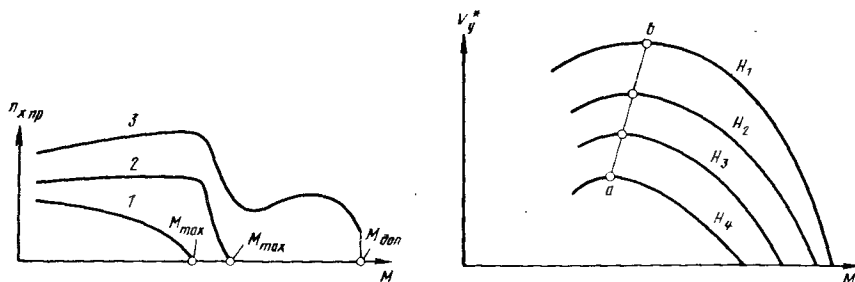


Рис.3.19. Примерный характер зависимости $\pi_{хпр}$ от числа M для разных самолетов: 1 – дозвукового; 2 – околозвукового; 3 – сверхзвукового

Рис.3.20. Зависимость V_y^* от числа M полета при постоянном режиме работы двигателей для $H_1 > H_2 > H_3 > H_4$

также максимальные вертикальные скорости и соответствующие им оптимальные числа M набора (рис. 3.20). Необходимо помнить, что если набор высоты осуществляется с переменной скоростью полета, то фактическая вертикальная скорость V_y будет отличаться от V_y^* , полученной из рис. 3.20. Величина V_y при этом подсчитывается при помощи формулы (2.38).

4. ПРИВЕДЕНИЕ СКОРОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТОВ С ТУРБОВИНТОВЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ К ЗАДАННЫМ УСЛОВИЯМ

4.1. ОСОБЕННОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТОВ С ТВД

Из уравнения (2.27) вытекает, что зависимость между параметрами установившегося горизонтального полета самолетов с ТВД определяется соотношением

$$F(M, n_{упр}, G_{т.пр}, n_{пр}) = 0, \quad (4.1)$$

а между параметрами набора высоты – соотношением

$$F(M, n_{упр}, V_{упр}, G_{т.пр}, n_{пр}) = 0.$$

Из последней зависимости для режимов максимальной скороподъемности ($\partial V_{упр} / \partial M = 0$), следует

$$F(V_{у\max пр}, n_{упр}, G_{т.пр}, n_{пр}) = 0 \quad (4.2)$$

и

$$F(M_{наив}, n_{упр}, G_{т.пр}, n_{пр}) = 0. \quad (4.3)$$

Таким образом, можно сформулировать следующий общий вывод: для самолетов с ТВД установившиеся режимы горизонтального полета и режимы максимальной скороподъемности являются подобными, если

сохраняются постоянными $G_{т.пр}$, $n_{пр}$ и $n_{упр}$. При наборе высоты на режимах, отличных от оптимальных, для сохранения подобия необходимо обеспечить и $M = \text{const}$.

На режимах скороподъемности самолетов с ТВД $n_y \approx 1$, а поэтому за критерий подобия удобнее принимать величину $G_{пр}$ вместо $n_{упр}$. То же самое имеет место и для прямолинейного горизонтального полета.

Зависимость (4.1), изображенная графически, называется сеткой обобщенных характеристик установившегося горизонтального полета (см. рис. 4.1 и 4.2), а зависимости (4.2) и (4.3) — сетками обобщенных характеристик режимов максимальной скороподъемности (см. рис. 4.3).

Сетки обобщенных характеристик полета самолета с турбовинтовыми двигателями представляют собой зависимость потребного приведенного расхода топлива от обобщенных параметров (числа M , $n_{упр}$ и $n_{пр}$), определяющих режим полета самолета. Обеспечиваемый топливной системой автоматического управления расход топлива является располагаемым расходом и, как было отмечено в разд. 2.1.2, связан с режимом и условиями работы силовой установки зависимостями, определяемыми выбранными для данного типа ТВД законами регулирования. Очевидно, что совместное решение уравнений потребных располагаемых расходов топлива должно позволить определять летные данные самолетов с ТВД и, в том числе, максимальные горизонтальные и вертикальные скорости для любых заданных условий полета.

В самом деле, из уравнений (2.15) ... (2.18) и (4.1) следует, что

$$M = f(n_{упр}, \alpha_v, p, T, n_{пр})$$

и

$$G_{т.пр} = f(n_{упр}, \alpha_v, p, T, n_{пр}).$$

$$\text{Здесь } n_{упр} = \frac{G}{G_0} \frac{p_c}{p} \text{ и } n_{пр} = (n_0 + \Delta n) \sqrt{\frac{T_c}{T}},$$

где $n_0 = f(\alpha_v)$, а Δn — отклонение фактической частоты вращения винта от регламентированной n_0 . Тогда

$$M = f(G, p, T, \alpha_v, \Delta n_{пр}); \quad (4.4)$$

$$G_{т.пр} = f(G, p, T, \alpha_v, \Delta n_{пр}). \quad (4.5)$$

Для идеального регулятора, а также когда двигатель работает в области оптимальных частот вращения, соотношения (4.4) и (4.5) превращаются в уравнения:

$$M = f(G, p, T, \alpha_v)$$

и

$$G_T = f(G, p, T, \alpha_v).$$

Аналогичные зависимости имеют место и для режимов максимальной скороподъемности.

Таким образом, задача определения летных характеристик самолетов с ТВД сводится к получению в полете сеток потребных расходов топлива, а также материалов, позволяющих рассчитывать сетки располагаемых рас-

Рис.4.1. Зависимость числа M горизонтального полета от $G_{т.пр}$ ($G_{т.пр1} > G_{т.пр2} > \dots > G_{т.пр5}$) и $n_{пр}$ при постоянных $G_{пр}$

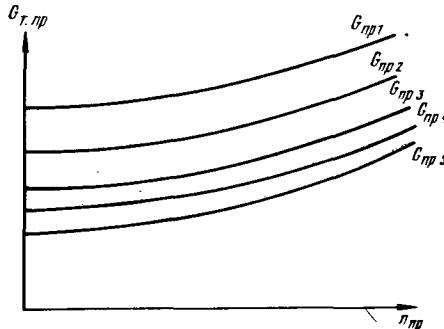
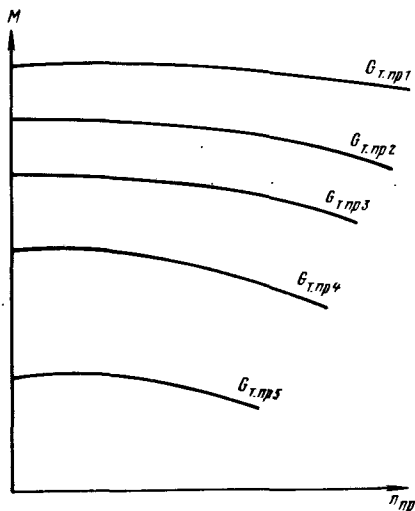


Рис. 4.2. Зависимость $G_{т.пр}$ от $n_{пр}$ для постоянного числа M горизонтального полета при $G_{пр1} > G_{пр2} > \dots > G_{пр5}$

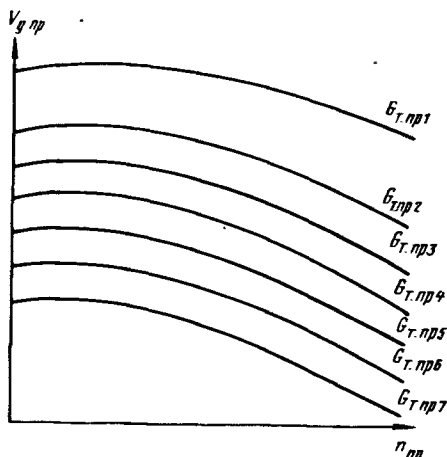
ходов. Указанные сетки содержат все необходимые сведения о летных характеристиках самолетов и позволяют определять максимальную или крейсерскую скорость, скороподъемность, дальности полетов, потолок самолета и т.д.

Определение в полете сеток потребных расходов топлива в полном объеме не представляется возможным, так как нельзя получить зависимость $G_{т.пр}$ от одного из обобщенных параметров при постоянных значениях остальных, кроме того для выполнения такой работы потребовалось бы огромное количество полетов.

Анализ связей между обобщенными параметрами горизонтального полета показывает, что изменения M и $G_{т.пр}$ при изменении $n_{пр}$ имеют слабо выраженные экстремальные значения: число M — максимум (рис. 4.1) и $G_{т.пр}$ — минимум (рис. 4.2). Изменение $n_{пр}$ в довольно широких пределах в области экстремальных значений M и $G_{т.пр}$ практически не влияет на их величины. Так, для приведенных на рис. 4.1 и 4.2 примерах при изменении $n_{пр}$ на 700 ... 1000 1/с наибольшие изменения M и $G_{т.пр}$ не превышают 1 %. Вне области оптимальных $n_{пр}$ кривые зависимостей числа M и $G_{т.пр}$ имеют очень плавный характер изменения по $n_{пр}$, при этом на довольно большом участке $n_{пр}$ кривые $M = f(n_{пр})$ и $G_{т.пр} = f(n_{пр})$ можно заменить прямыми линиями. Аналогичные зависимости получаются и для вертикальной скорости (рис. 4.3).

Из сказанного следует, что в том случае, если закон регулирования двигателя подобран из условия работы в области оптимальных частот вращения, можно пренебрегать влиянием приведенной частоты вращения винта на летные характеристики. А так как область оптимальных частот соответствует максимальной экономичности, то очевидно, что все ТВД должны работать в этой области или, в крайнем случае, в области несколь-

Рис. 4.3. Зависимость $V_{упр}$ от $G_{т.пр}$ ($G_{т.пр1} > G_{т.пр2} > \dots > G_{т.пр7}$) и $n_{пр}$ при постоянных $G_{пр}$ и числе M



ко сдвинутой в сторону. Значительные отклонения от оптимальных $n_{пр}$ не допускаются из-за ухудшения экономичности.

Из изложенного следует, что при определении летных характеристик самолетов с ТВД основными параметрами, определяющими потребный расход топлива, являются число M полета и приведенная нормальная перегрузка, или для прямолинейных полетов — приведенный вес самолетов. Полученные при таком предположении значения характеристик исправляются на разность между заданными и фактическими $n_{пр}$, если влияние их существенно. Влияние частоты вращения винта $n_{пр}$ на обобщенные характеристики должно определяться на летных испытаниях.

В соответствии с установленным законом управления режимами работы турбовинтового двигателя автоматические системы дозирования топлива, подаваемого в камеру сгорания, реагируют на нестационарных режимах полета на изменение p, p^*, T и V с запаздыванием, величина которого зависит от конструктивного выполнения датчиков. Обычно объемы элементов, воспринимающих давления, малы и влияние запаздывания на величину расхода топлива практически не ощущается. Датчики устройств, корректирующих расход топлива по температуре, в ряде случаев обладают заметной тепловой инерцией, что приводит к запаздыванию в изменении расходов. Это относится в первую очередь к жидкостным термодатчикам, реагирующим на изменение температуры заторможенного потока воздуха на входе в компрессор. Вследствие запаздывания при измерении T^* расходы топлива и избытки мощностей при разгоне и на режиме набора высоты при одних и тех же значениях p, T и числа M будут разными. На режимах разгонов они будут большими, чем при наборе высоты. Следует отметить, что в результате тепловой инерции датчиков температур может иметь место значительная "потеря" мощности на режиме скороподъемности также по сравнению и с режимом установившегося горизонтального разгона.

Изложенное обстоятельство необходимо иметь в виду при использовании материалов неустановившихся режимов для определения летных характеристик. Следует оценивать постоянную времени термодатчика и при необходимости вводить поправку в полученную при испытаниях величину летной характеристики на разность между расходами топлива в условиях испытаний и в заданных условиях.

4.2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ УСТАНОВИВШИХСЯ СКОРОСТЕЙ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА ПО СЕТКАМ РАСХОДОВ ТОПЛИВА

Если влияние $n_{\text{пр}}$ и числа Re на летные данные самолета с ТВД отсутствует, то, как это следует из разд. 4.1, сетки потребных расходов топлива для установившегося горизонтального полета (сетки обобщенных характеристик горизонтального полета) представляют собой зависимости между $G_{\text{т.пр}}$, числом M и $n_{\text{упр}}$ для виража или между $G_{\text{т.пр}}$, числом M и $G_{\text{пр}}$ для прямолинейного полета. Следовательно, как и для самолетов с турбореактивными двигателями, установившиеся скорости горизонтального полета определяют, используя материалы полетов на установившихся виражах и горизонтальных площадках.

В отличие от самолетов с ТРД сетки для установившихся виражей получают непосредственно из полета только одним способом, для чего на разных высотах выполняют установившиеся виражи, подбирая каждый раз n_u таким образом, чтобы сохранять $n_{\text{упр}} = \text{const}$. Тогда для выбранного $n_{\text{упр}}$ получается зависимость $G_{\text{т.пр}}$ от числа M . Выполнение виражей на одной высоте при сохранении $G_{\text{т.пр}} = \text{const}$ практически невозможно, так как при заданном режиме работы двигателей с изменением M меняется $G_{\text{т}}$. Поскольку на самолетах с ТВД не производится подробное исследование маневренных характеристик, то сетки обобщенных характеристик виража редко используются для определения скоростных характеристик, так как для этого потребовалось бы выполнение дополнительных полетов. Обычно скоростные свойства самолета с ТВД оценивают по сеткам расходов топлива, потребных для горизонтального полета, которые обязательно снимают в полете при определении характеристик дальности и продолжительности.

Для получения сеток потребных расходов топлива на ряде высот выполняют установившиеся горизонтальные "площадки" на нескольких скоростях (в диапазоне от минимальной до максимальной), причем на максимальной скорости двигатель должен работать на режиме наибольшей мощности (максимальной или номинальной). С целью получения материалов, необходимых для подсчета располагаемых расходов, "площадки" на разных высотах выполняют при одних и тех же значениях $\alpha_{\text{р.у.д}}$ (α_v). Полетная масса самолета при таких испытаниях у земли должна быть минимальной, а на высотах, близких к "потолку", — максимальной с целью получения большого диапазона изменения приведенного веса самолета. Для сохранения неизменным заданного значения приведенной массы самолета по мере выгорания топлива каждая последующая "площадка" выполняется на большей высоте.

При проведении испытаний в летнее время, когда мощность двигателей меньше, чем при испытаниях в стандартных или зимних условиях, для экстраполяции кривой $M = f(G_{\text{т.пр}})$ в сторону низких температур следует также выполнить разгоны самолета со снижением при работе силовой установки на режиме наибольшей мощности.

Непосредственно по измеренным на "площадках" расходу топлива,

массе самолета, скорости полета, атмосферному давлению и температуре строят сетки потребных расходов (см. рис. 4.2). Поскольку при разгоне со снижением составляющая силы тяжести $G \sin \vartheta_a$ эквивалентна приращению тяги для обеспечения в установившемся горизонтальном полете того же числа M , что при снижении, то соответствующее приращение приведенной мощности будет равно

$$\delta N_{\text{пр}} = -a_c M G_{\text{пр}} \sin \vartheta_a = -a_c M G_{\text{пр}} \frac{V_y}{V}.$$

Необходимое для обеспечения приращения мощности увеличение расхода топлива определяется уравнением

$$\delta G_{\text{т.пр}} = \frac{\delta N_{\text{пр}}}{\partial N_{\text{пр}} / \partial G_{\text{т.пр}}}, \quad (4.6)$$

при пользовании которым производную $\partial N_{\text{пр}} / \partial G_{\text{т.пр}}$ получают одним из способов, изложенных в разд. 4.5. Величину $\delta G_{\text{т.пр}}$ прибавляют к замеренному на разгоне расходу топлива и по новому значению $G_{\text{т.пр}}$ и числу M из разгона со снижением экстраполируют кривую $M = f(G_{\text{т.пр}})$ (рис. 4.4).

Сетки располагаемых расходов топлива подсчитывают, используя характеристики топливо-дозировочной аппаратуры, которые должны быть получены или, по меньшей мере, скорректированы по материалам летных испытаний. Методика определения характеристик такой аппаратуры зависит от принятого закона регулирования.

Для типовых законов, описываемых уравнениями (2.15) и (2.16), параметры топливной аппаратуры получают из материалов полетов по определению сеток потребных расходов топлива. По результатам полетов выше границы высотности (в зоне ограничения температуры газов) строятся зависимости $G_{\text{т}}/p_1^* = G_{\text{т}}/(\alpha_{\text{вх}} p^*)$ от $T^* \approx T_1^*$, при $\alpha_{\text{в}} = \text{const}$ (рис. 4.5). Затем для ряда $\alpha_{\text{в}} = \text{const}$ подсчитывается функция $\psi(T^*)$, равная отношению величин $G_{\text{т}}/p_1^*$ при текущем и выбранном фиксированном T_0^* . При этом полученные зависимости $\psi(T^*)$ для всех $\alpha_{\text{в}}$ образуют единую кривую. Аналогично, используя рис. 4.5, определяют для ряда $T^* = \text{const}$ функции $\varphi(\alpha_{\text{в}})$ как отношение величин $G_{\text{т}}/p_1^*$ при текущих значениях $\alpha_{\text{в}}$ и $\alpha_{\text{вmax}}$ на режиме наибольшей мощности. Эти функции также образуют одну кривую $\varphi(\alpha_{\text{в}})$. Постоянная d_3 в формуле (2.16) представляет собой величину $G_{\text{т}}/p_1^*$ для выбранных фиксированных значений T_0^* и $\alpha_{\text{вmax}} = \alpha_{\text{в1}}$. Фиксированные значения T_0^* и $\alpha_{\text{вmax}}$ должны выбираться такими же, как и в расчетных характеристиках аппаратуры. Однако, в полете не всегда удается получить значение T_0^* , для которого выбрана расчетная постоянная d_3 . А поэтому для сравнения полученной $\psi(T^*)$ с расчетной необходимо пересчитать ее по формуле

$$\psi(T^*) = \psi_{\text{расч}}(T^*) \frac{d_3 \text{ расч}}{d_3}.$$

Далее определяют коэффициенты d , d_1 и d_2 в формуле (2.15). Для этого, имея функцию $\varphi(\alpha_{\text{в}})$, по измерениям расходов топлива в зоне ограничения мощности можно построить линейные зависимости $G_{\text{т}}/\varphi$ и p_1^* для

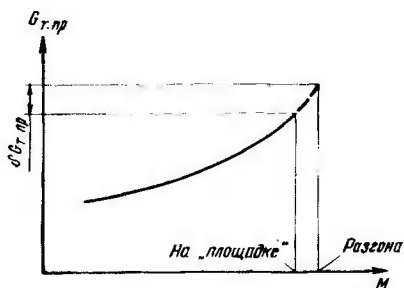


Рис.4.4. Пример экстраполяции кривой $G_{T,пр} = f(M)$ в области больших значений $G_{T,пр}$

Рис.4.5. Зависимость отношения G_T/p_1^* от T^* для постоянных $\alpha_{B1} > \alpha_{B2} > \dots > \alpha_{B6}$

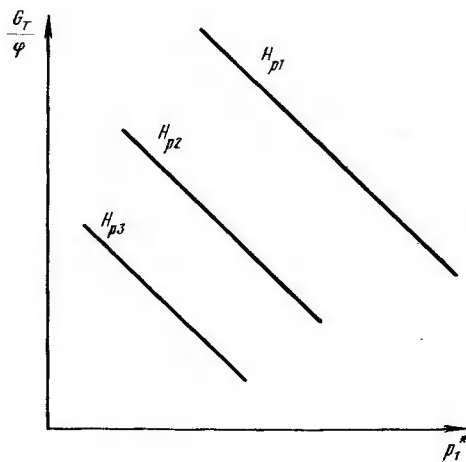
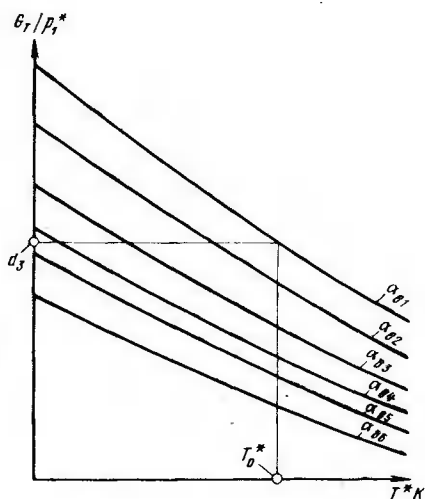
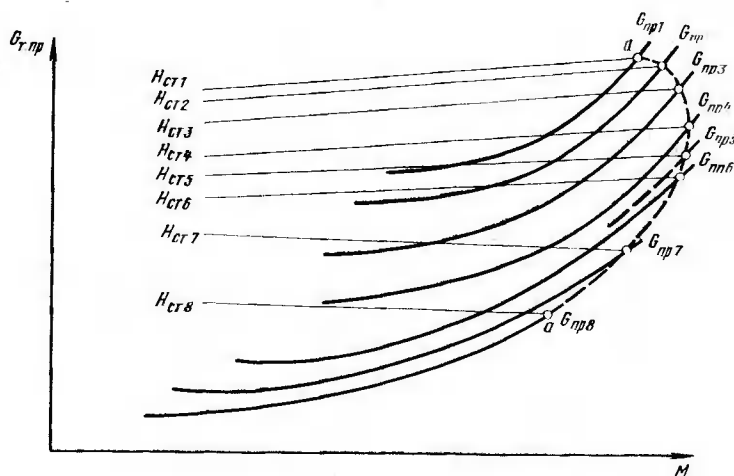


Рис.4.6. Зависимость отношения G_T/q от p_1^* для постоянных $H_{p1} > H_{p2} > H_{p3}$

Рис.4.7. Определение зависимости числа M горизонтального полета от высоты в заданных условиях ~ кривая а - а ($H_{ст1} > H_{ст2} > \dots > H_{ст6}$ - зона ограничения температуры газов; $H_7 > H_8$ - зона ограничения мощности)



трех высот (рис. 4.6). Написав для каждой полученной прямой уравнения $G_T/\varphi = d + d_1 p + d_2 p_1^*$ и решив их, получаем значения искомых коэффициентов.

По материалам полетов на определение потребных расходов топлива получают также зависимости n от α_B , для чего выбирают ряд значений α_B и для каждого из них наносят на график значения n , полученные в полетах на разных высотах.

Используя сетки потребных для горизонтального полета и располагаемых расходов топлива, определяют установившуюся скорость горизонтального полета для требуемого режима работы ТВД в любых заданных условиях полета.

Одной из актуальных задач, которая решается при летных испытаниях, является получение кривой максимальной стандартной скорости в зависимости от высоты полета для постоянной массы самолета и режима работы ТВД. Для этого по заданному весу самолета каждой кривой потребных расходов приписывают определенную стандартную высоту полета, давление на которой подсчитывают по формуле

$$p_{ст} = p_c \frac{G_3}{G_{пр}}$$

Затем для данного режима работы двигателя (например, номинального) на этих высотах подсчитывают зависимости приведенного располагаемого расхода топлива от числа M и полученные кривые наносят на сетки потребных расходов топлива (рис. 4.7). В точках пересечения кривых располагаемых и потребных расходов для одних и тех же высот определяют стандартные значения числа M . При необходимости увеличить число точек на зависимости $M_{ст} = f(H_{ст})$ кривые располагаемых расходов подсчитывают еще и для ряда промежуточных высот (кривая для $H_{ст5}$). Соответствующие значения M ищут путем интерполяции между кривыми потребных расходов топлива. В результате строят зависимости $V_{ст}$ и $M_{ст}$ от высоты полета (рис. 4.8).

В случае, если требуется построить зависимость установившейся горизонтальной скорости от высоты для температуры, отличающейся от стандартной, кривые располагаемых расходов рассчитываются для соответствующих температур наружного воздуха.

При необходимости определить только одно значение горизонтальной скорости кривая приведенных располагаемых расходов топлива подсчитывается непосредственно для условий (высота, температура, режим работы двигателей), в которых ищется величина горизонтальной скорости. Значение числа M определяется в точке пересечения рассчитанной кривой располагаемых расходов с той кривой потребных расходов, у которой величина приведенного веса равна заданной (рис. 4.9), т.е.

$$G_{пр} = G_{пр.з} = G_3 p_c / p_3.$$

Рассчитывая соответствующим образом сетки располагаемых расходов топлива, можно определить зависимости числа M от температуры наружного воздуха, атмосферного давления и массы самолета. Методы получения таких зависимостей будут изложены в разд. 4.3.2.

Если влияние приведенной частоты вращения роторов двигателя на зависимости между обобщенными характеристиками существенно, то получаемые при помощи сеток $F(M, G_{т.пр}, G_{пр}) = 0$ числа M являются первым приближением искомых величин. Для получения их истинных значений вводят поправки, обусловленные отличием заданных $n_{пр}$ от фактических. В этом случае при построении сеток потребных расходов топлива целесообразно также помещать на них кривые $n_{пр} = f(M, G_{пр})$, полученные в фактических условиях испытаний (см. рис. 4.14).

Из формул (2.17) и (2.18) следует, что приведенные частоты вращения роторов ТВД являются функциями α_b и T . Следовательно, величина частоты вращения в заданных условиях определяется как температурой наружного воздуха, так и режимом работы двигателя.

Поправку на отличие фактических значений приведенных частот вращения от заданных можно вводить двумя путями. В одном из них на измененные условия пересчитывается кривая потребных расходов топлива, а во втором — только одна точка этой кривой, соответствующая искомому значению числа M . Однако, пересчет всей кривой связан и с громоздкими вычислениями, сопровождаемыми графическими построениями. Поэтому

такой путь приведения числа M к заданной частоте вращения не может быть рекомендован для практического применения. Более целесообразным является приведение одной "изолированной" точки.

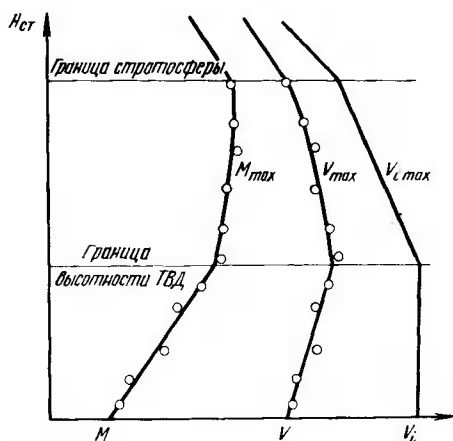
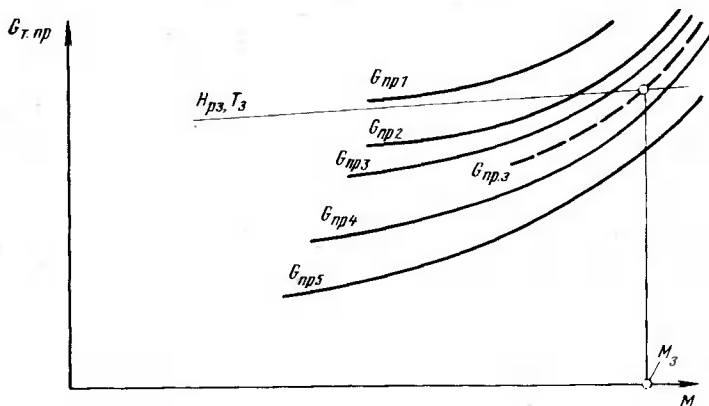


Рис.4.8. Изменение по высоте максимальных стандартных скоростей и числа M полета самолета с ТВД

Рис.4.9. Определение числа M в заданных условиях для "изолированной" точки



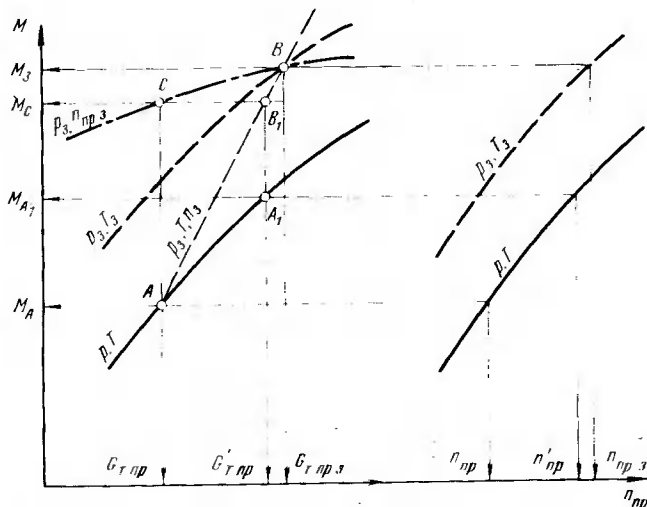


Рис.4.10. К вопросу об определении числа M для заданных условий полета

Определение поправки к числу M на измененную частоту вращения при пересчете "изолированной" точки производится исходя из следующих соображений. Точка пересечения кривой располагаемых расходов с кривой потребных расходов дает значение M и $G_{Т.пр}$ для полученных в полете фактических $n_{пр}$ (рис. 4.10, точка A). Искомое значение M_3 находится в точке пересечения указанной кривой располагаемых расходов с кривой потребных расходов для заданной $n_{пр.з}$ (точка B). Следовательно, для получения числа M_3 в заданных условиях требуется перейти от точки A к точке B по кривой располагаемых расходов. При этом поправка к числу M представляется суммой поправок на отличие приведенных частот в точках C и A' и на отличие расходов топлива в точках B и C , то есть $\delta M =$

$= \frac{\partial M}{\partial n_{пр}} \delta n_{пр} + \frac{\partial M}{\partial G_{Т.пр}} \delta G_{Т.пр}$. Изменение приведенного расхода топлива при переходе от точки A к точке B по кривой располагаемых расходов, рассчитанной для заданных условий, является результатом только изменения числа M . Поэтому

$$\delta G_{Т.пр} = h_{Mр} \delta M,$$

где $h_{Mр} = \partial G_{Т.пр.р} / \partial M$ — производная, характеризующая изменение приведенного располагаемого расхода, определяемое характеристиками топливной аппаратуры, по числу M . Решая приведенные уравнения для δM и $\delta G_{Т.пр}$, получаем

$$\delta M = \frac{\frac{\partial M}{\partial n_{пр}}}{1 - h_{Mр} \frac{\partial M}{\partial G_{Т.пр}}} \delta n_{пр}. \quad (4.7)$$

Тогда число M_3 в заданных условиях

$$M_3 = M + \frac{\frac{\partial M}{\partial n_{пр}}}{1 - h_{Mр} \frac{\partial M}{\partial G_{Т.пр}}} \delta n_{пр}. \quad (4.8)$$

Производная $\partial M / \partial G_{\text{т.пр}}$, характеризующая изменение числа M по потребному приведенному расходу топлива, получается путем дифференцирования соответствующей кривой потребных расходов топлива. Если такая кривая получена при $n_{\text{пр}} = \text{var}$, то, как следует из рис. 4.10,

$$\frac{\partial M}{\partial G_{\text{т.пр}}} = \frac{M_{A'} - M_A}{G_{\text{т.пр}A'} - G_{\text{т.пр}A}} - \frac{n_{\text{пр}A'} - n_{\text{пр}A}}{G_{\text{т.пр}A'} - G_{\text{т.пр}A}} \frac{\partial M}{\partial n_{\text{пр}}},$$

а если $n_{\text{пр}} = \text{const}$, то

$$\frac{\partial M}{\partial G_{\text{т.пр}}} = \frac{M_{A'} - M_A}{G_{\text{т.пр}A'} - G_{\text{т.пр}A}},$$

где точка A соответствует пересечению кривых потребных и располагаемых расходов, а точку A' выбирают произвольно.

При проведении к заданной частоте вращения "изолированной" точки поправку δM можно определять также графоаналитическим способом. В этом случае нет необходимости подсчитывать производные $\partial M / \partial G_{\text{т.пр}}$ и $h_{M \text{ р}}$. Сначала число M пересчитывают на заданную $n_{\text{пр.з}}$ при сохранении неизменным фактического расхода топлива в точке A (см. рис. 4.10) по

формуле $M_C = M_A + \frac{\partial M}{\partial n_{\text{пр}}} \delta n_{\text{пр}}$. Затем из точки C (соответствующей

$G_{\text{т.пр}}$ и M_C) проводят горизонтальную прямую и из точки B_1 пересечения ее с кривой располагаемых расходов опускают перпендикуляр к оси $G_{\text{т.пр}}$. В точке A_1 находятся $n_{\text{пр}A_1}$ и число M_{A_1} , которое пересчитывается на отличие $n_{\text{пр}A_1}$ от заданной $n_{\text{пр.з}}$ при $G_{\text{т.пр}A_1} = \text{const}$, используя формулу

$$M_{C1} = M_{A1} + \frac{\partial M}{\partial n_{\text{пр}}} \delta n_{\text{пр}},$$

где $\delta n_{\text{пр}}$ — разность между заданной приведенной и фактической частотами в точке A_1 . Расчет продолжают до того момента, когда разность между последующим и предыдущим приближением не станет меньше заданной величины.

Для типовых законов регулирования турбовинтовых двигателей связь между числом M и $G_{\text{т.пр}}$ осуществляется таким образом, что при движении по кривой располагаемых расходов топлива, рассчитанной для заданных $\alpha_{\text{в}}$, и условий полета, расход топлива меняется незначительно. Поэтому в диапазоне возможного на практике изменения $n_{\text{пр}}$ для данного $G_{\text{пр}}$ принимают $G_{\text{т.пр}} = \text{const}$ или $h_{M \text{ р}} = 0$, а число M в заданных условиях определяют по формуле

$$M_3 = M + \frac{\partial M}{\partial n_{\text{пр}}} \delta n_{\text{пр}}. \quad (4.9)$$

Для самолетов с ТВД, у которых $n = \text{const}$ на основных режимах работы, пересчет производят только на измененную температуру воздуха. Тогда

$$M_3 = M + \frac{\partial M}{\partial T} \delta T, \quad (4.10)$$

где $\frac{\partial M}{\partial T} = - \frac{n_{\text{пр}}}{2T} \frac{\partial M}{\partial n_{\text{пр}}}$.

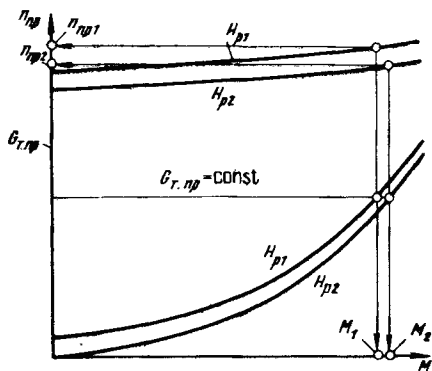


Рис.4.11. Влияние приведенной частоты вращения ТВД на характеристики установившегося горизонтального полета ($H_{р1} > H_{р2}$)

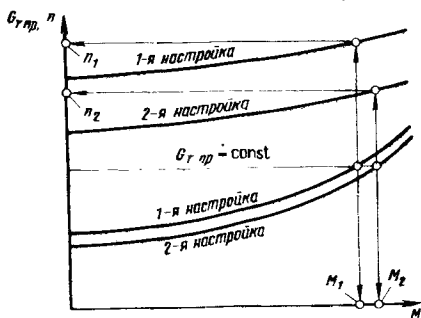


Рис.4.12. Влияние физической частоты вращения ТВД на характеристики установившегося горизонтального полета ($H_{р1} > H_{р2}$)

Однако, если фактическое значение $n = \text{const}$ в полете отличалось от регламентированного $n_{\text{регл}} = \text{const}$, то и в этом случае M_3 подсчитывают по формуле (4.9).

Производная $\partial M / \partial n_{\text{пр}}$, необходимая для подсчета как непосредственно поправки δM , так и производной $\partial M / \partial G_{\text{т.пр}}$, определяется на основании материалов полетов, выполненных для оценки влияния $n_{\text{пр}}$ на летные характеристики. Методика выполнения таких полетов зависит от способа регулирования режимов работы турбовинтового двигателя. Сущность ее заключается в том, чтобы получить для данного $G_{\text{пр}}$ зависимости $G_{\text{т.пр}} = f(M)$ при разных температурах наружного воздуха или при разных частотах вращения. Для подсчета производной $\partial M / \partial n_{\text{пр}}$ достаточно двух — максимум трех таких зависимостей.

В самом общем случае влияние $n_{\text{пр}}$ получается из полетов на одной высоте при разных температурах наружного воздуха или из полетов на разных высотах. Перепад температур желательно иметь большим для увеличения диапазона изменения $n_{\text{пр}}$. При полетах на разных высотах на самолетах с большим изменением полетной массы сохранение $G_{\text{пр}} = \text{const}$ достигается тем, что на меньших высотах полет выполняют при большой m , а на больших — при малой m . На самолетах с малым изменением m на малых высотах могут быть выполнены установившиеся виражи с таким расчетом, чтобы $n_{\text{упр}} = n_y G_{\text{пр}}$ на виражах равнялся $G_{\text{пр}}$ в прямолинейном горизонтальном полете на большей высоте. Материалы полетов для выбранного $G_{\text{пр}}$ представляются в виде графика, показанного на рис. 4.11. Используя такой график, подсчитывают для ряда значений $G_{\text{т.пр}} = \text{const}$ производные

$$\frac{\partial M}{\partial n_{\text{пр}}} = \frac{M_1 - M_2}{n_{\text{пр}1} - n_{\text{пр}2}} \quad (4.11)$$

Если на самолете установлены ТВД, у которых имеется возможность

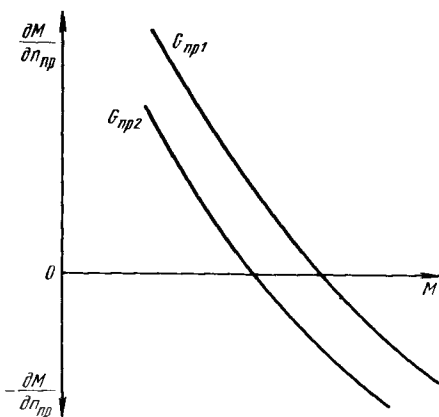


Рис.4.13. Характер зависимости производной $\frac{\partial M}{\partial n_{\text{пр}}}$ от числа M

изменять настройку частоты вращения таким образом, чтобы одни и те же расходы топлива получались при разных частотах вращения, то влияние $n_{\text{пр}}$ на M можно оценить, определив на одной высоте при одном весе кривые $G_{\text{т.пр}} = f(M)$ при двух настройках регулятора (рис. 4.12) и, используя формулу (4.11), подсчитать производную $\frac{\partial M}{\partial n_{\text{пр}}}$.

При изложенном методе оценки влияния частоты вращения на число M производная $\frac{\partial M}{\partial n_{\text{пр}}}$ для данной $G_{\text{пр}}$ может быть представлена функцией $G_{\text{т.пр}}$. Однако, с достаточной для целей приведения точностью, ее можно представить функцией $M_{\text{ср}} = (M_1 + M_2)/2$ (рис. 4.13).

Для самолетов с ТВД, у которых частота вращения должна быть постоянной на всех режимах, $n_{\text{пр}}$ меняется только за счет изменения температуры, и степень влияния $n_{\text{пр}}$ на горизонтальную скорость полета можно оценивать при помощи производных $\frac{\partial M}{\partial T}$. При этом из полетов на двух высотах или на одной высоте в разных температурных условиях строят зависимости $G_{\text{т.пр}}$ от числа M для двух температур воздуха, используя которые подсчитывают производные $\frac{\partial M}{\partial T} = f(G_{\text{пр}}, M)$.

4.3. СОКРАЩЕННЫЕ МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СКОРОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА В ЗАДАННЫХ УСЛОВИЯХ

Если при испытаниях самолетов с ТВД не определяют сетки потребных расходов топлива, то для определения скоростей установившегося горизонтального полета необходимо использовать сокращенные методы, при которых в полете выполняют установившиеся "площадки" или выражи только на заданном режиме работы силовой установки, и затем полученные значения чисел M приводят к требуемым атмосферным и эксплуатационным условиям полета. В разд. 3.2 показано, что для самолетов с турбореактивными двигателями в этом случае используют или метод эквивалентной высоты, или метод дифференциальных поправок. Логично использовать эти методы и при летных испытаниях самолетов с турбовинтовыми двигателями. Рассмотрим этот вопрос более подробно с учетом особенностей зависимостей между обобщенными характеристиками самолетов с турбовинтовыми двигателями.

4.3.1. МЕТОД ЭКВИВАЛЕНТНОЙ ВЫСОТЫ

Содержание метода эквивалентной высоты подробно изложено в разд. 3.2.1 на примере определения скорости горизонтального полета самолетов с турбореактивными двигателями. Напомним, что существо его заключается в том, что в фактических условиях выполняется установившийся режим полета, подобный режиму в условиях стандартной температуры на заданной высоте полета.

Если влиянием $n_{\text{пр}}$ на летные характеристики можно пренебречь, то, как следует из разд. 4.1, для реализации подобного режима полета необходимо, чтобы, кроме условия (3.15), выполнялось равенство

$$\frac{G_{\text{т}}}{p\sqrt{T}} = \frac{G_{\text{т.ст}}}{p_{\text{ст}}\sqrt{T_{\text{ст}}}}. \quad (4.12)$$

Пути удовлетворения этого равенства зависят от закона регулирования режимов работы ТВД. Для рассматриваемых нами типовых законов при полете на высотах в зоне ограничения температуры газов перед турбиной, когда закон подачи топлива в двигатель описывается уравнением (2.16), равенство (4.12) выполняется при условии, что

$$\varphi(\alpha_{\text{в}}) \frac{\psi(T^*)}{\sqrt{T}} = \varphi(\alpha_{\text{в.ст}}) \frac{\psi(T_{\text{ст}}^*)}{\sqrt{T_{\text{ст}}}}. \quad (4.13)$$

Равенство (4.13) обеспечивается посредством подбора $\alpha_{\text{в}}$ при изменении T . Для этого необходимо, чтобы на барометрической высоте

$$\varphi(\alpha_{\text{в}}) = \varphi(\alpha_{\text{в.ст}}) \sqrt{\frac{T}{T_{\text{ст}}}} \frac{\psi(T_{\text{ст}}^*)}{\psi(T)}.$$

Области применимости метода эквивалентной высоты определяют таким же путем, как и для самолетов с ГРД.

При полете в зоне ограничения мощности двигателя для обеспечения условия (4.12) необходимо, как это следует из уравнения (2.15), чтобы

$$(d + d_1 p + d_2 p^*) \frac{\varphi(\alpha_{\text{в}})}{p\sqrt{T}} = (d + d_1 p_{\text{ст}} + d_2 p_{\text{ст}}^*) \frac{\varphi(\alpha_{\text{в.ст}})}{p_{\text{ст}}\sqrt{T_{\text{ст}}}}$$

В этом случае при подборе соответствующего режима работы ТВД необходимо иметь в виду изменение не только температуры, но и атмосферного давления при переходе от стандартной к фактической высоте полета. В остальном порядок применения метода эквивалентной высоты остается таким же, как и для диапазона ограничения температуры газов перед турбиной.

Если влияние $n_{\text{пр}}$ на число M горизонтального полета существенно, то результаты, получаемые методом эквивалентной высоты, должны быть исправлены на разность $n_{\text{пр}}$ в стандартных и фактических условиях полета.

4.3.2. МЕТОД ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ ПОПРАВК

Из уравнения (4.4) следует, что число M горизонтального полета самолета с ТВД является функцией G , p , T и α_v . Следовательно, фактическое число M может отличаться от стандартного в результате отклонений от заданных стандартных значений температуры наружного воздуха, массы самолета, атмосферного давления и режима работы двигателей. При неизменном режиме работы ТВД поправка на это отличие может быть подсчитана при помощи формулы (3.17). Если в полете имело место отличие частоты вращения ротора двигателя от заданного закона ее изменения по α_v и влияние $n_{пр}$ на число M существенное, то необходимо вводить также поправку на разность $n_{пр}$. При этом

$$\frac{\delta M}{M} = M_G \frac{\delta G}{G} + M_T \frac{\delta T}{T} + M_p \frac{\delta p}{p} + M_n \frac{\delta n_{пр}}{n_{пр}} \quad (4.11)$$

$$\text{или } \frac{\delta M}{M} = M_G \frac{\delta G}{G} + \left(M_T - \frac{M_n}{2} \right) \frac{\delta T}{T} + M_p \frac{\delta p}{p} + M_n \frac{\delta n}{n}.$$

Как и для самолетов с турбореактивными двигателями, показатели изменения числа M при изменении соответствующих параметров могут быть оценены расчетным путем или получены по материалам летных испытаний.

Формулы для подсчета показателей получают при дифференцировании системы уравнений, описывающих режим горизонтального полета самолета с ТВД. Легко показать, что

$$M_T = \frac{N_T + 1,26g_{Re}}{3 - 2g_{cy} + g_M + g_{Re} - N_M};$$

$$M_p = \frac{N_p + g_{cy} - g_{Re}}{3 - 2g_{cy} + g_M + g_{Re} - N_M};$$

$$M_G = \frac{g_{cy}}{3 - 2g_{cy} + g_M + g_{Re} - N_M};$$

$$M_n = \frac{N_n}{3 - 2g_{cy} + g_M + g_{Re} - N_M};$$

$$\text{где } N_T = -\frac{T}{N_{пр}} \frac{\partial N_{пр}}{\partial T}; \quad N_p = \frac{p}{N_{пр}} \frac{\partial N_{пр}}{\partial p};$$

$$N_M = \frac{M}{N_{пр}} \frac{\partial N_{пр}}{\partial M}; \quad N_n = \frac{n_{пр}}{N_{пр}} \frac{\partial N_{пр}}{\partial n_{пр}},$$

а формулы для остальных показателей приведены в разд. 3.2.2.

Если подсчитать показатели по этим формулам с достаточной точностью не представляется возможным по причинам, изложенным в разд. 3.2.2, то лучше применять экспериментальные методы их определения. Для этой цели следует воспользоваться сетками потребных и располагаемых расходов топлива.

Определение показателя M_T производится следующим образом. В

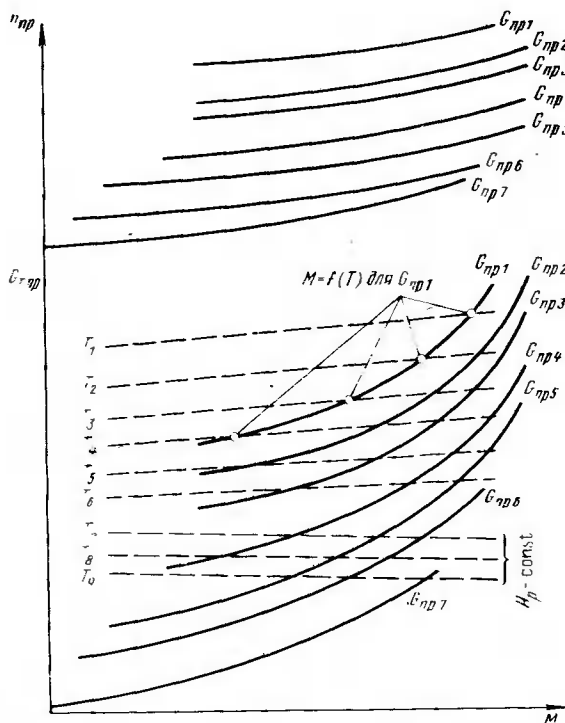


Рис.4.14. Определение зависимости числа M от температуры наружного воздуха для разных $G_{пр} = \text{const}$ ($T_1 < T_2 < \dots < T_6$ – зона ограничения температуры газов и $T_7 < T_8 < T_9$ – зона ограничения мощности): ———— потребные расходы; - - - - - располагаемые расходы

области ограничения мощности двигателя, где располагаемый часовой расход топлива $G_{т.пр} = f(M, T, p, \alpha_B)$, на сетки потребных расходов топлива накладываются сетки располагаемых расходов, подсчитанные для заданных барометрической высоты полета и режима работы двигателей в зависимости от числа M и температуры T . Затем для выбранных значений полетной массы самолета подсчитываются величины $G_{пр}$, и в точках пересечения каждой кривой $G_{т.пр} = f(M)$ для полученного $G_{пр}$ с кривыми располагаемых расходов для $T = \text{const}$ снимаются зависимости числа M от температуры наружного воздуха (рис. 4.14) и строятся графики $M = f(T)$ при параметре $G_{пр}$. Такие графики строят для ряда высот. В области ограничения температуры газов, когда приведенный располагаемый расход $G_{т.пр} = f(M, T, \alpha_B)$ не зависит от p , строят один график располагаемых расходов для всех высот. В точках пересечения кривой $G_{т.пр} = f(M)$ для данной $G_{пр}$ с кривыми располагаемых $G_{т.пр} = f(M)$ для ряда T выписывают значения числа M (см. рис. 4.14) и строят зависимость $M = f(T)$ для ряда $G_{пр} = \text{const}$.

По графикам зависимостей числа M от температуры наружного воздуха находят производную $\partial M / \partial T$, подсчитывают показатель $M_T = \frac{T}{M} \frac{\partial M}{\partial T}$ и

строят кривые его зависимости от определяющих параметров (рис. 4.15). Для области ограничения температуры газов, в которой M_T не зависит от p , строят один график $M_T = f(T, G_{пр})$, а в области ограничения мощности — график $M_T = f(T, G)$ для каждой высоты полета. Показатель $M_T < 0$, а по абсолютной величине M_T в области ограничения температуры газов значительно больше, чем в области ограничения мощности.

При определении показателя M_T в случае, если имеется влияние $n_{пр}$ на летные данные самолета, необходимо в значения чисел M , определенные по сетках расходов топлива, внести поправки на разность между заданными и фактическими приведенными частотами вращения роторов.

Для определения показателя M_G следует использовать сетки потребных и располагаемых расходов топлива, изображенные на рис. 4.7. В точках пересечения кривой располагаемых расходов для заданной $H_{ст} = \text{const}$ с кривыми потребных расходов определяют значения M и $G_{пр}$. Полученные значения M исправляют (при необходимости) на разность между заданными и фактическими $n_{пр}$ и после подсчета фактической массы строят зависимости M от G , по которым подсчитывают производные $\partial M / \partial G$

и показатели $M_G = \frac{G}{M} \frac{\partial M}{\partial G} = \frac{G_{пр}}{M} \frac{\partial M}{\partial G_{пр}}$ (см. рис. 3.13).

В области ограничения температуры газов, где $M = f(\alpha_v, G_{пр}, T, n_{пр})$, показатель $M_p = -M_G$, а для определения его в области ограничения мощности на сетки потребных расходов топлива наносят кривые располагаемых расходов, подсчитанные в зависимости от M и p для постоянных значений T и α_v . Необходимо отметить, что в зоне ограничения мощности показатель $M_p < 0$, а в зоне ограничения температуры газов $M_p > 0$.

Показатель M_n подсчитывают, используя производную $\partial M / \partial n_{пр}$, полу-

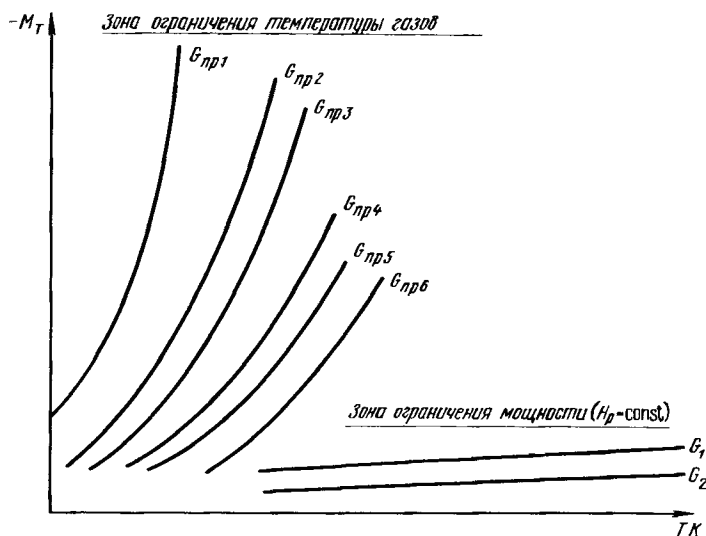


Рис. 4.15. Примерный характер зависимости показателя M_T для самолетов с ТВД от температуры воздуха ($G_{пр1} > G_{пр2} > \dots > G_{пр6}$)

ченную из полетов по оценке влияния $n_{\text{пр}}$ на характеристики горизонтального полета (см. разд. 4.2). Его величина в соответствии с уравнением (4.8) определяется формулой

$$M_n = \frac{\frac{n_{\text{пр}}}{M} \frac{\partial M}{\partial n_{\text{пр}}}}{1 - \frac{\partial M}{\partial G_{\text{т.пр}}} h_{\text{Мр}}}$$

Для рассматриваемых нами типовых законов регулирования можно принимать

$$M_n \cong \frac{n_{\text{пр}}}{M} \frac{\partial M}{\partial n_{\text{пр}}}$$

При значительном отличии в величинах показателей для фактических и стандартных условий приведение числа M по формуле (4.14) может привести к большим ошибкам. Для того, чтобы избежать их, можно применять один из способов последовательного приближения или брать их значение для средних значений температуры $T_{\text{ср}}$, веса $G_{\text{ср}}$ и т.д., как это изложено в разд. 3.2.2.

Поправку на отклонение частоты вращения проще подсчитывать по формуле $\delta M_n = \frac{\partial M}{\partial n_{\text{пр}}} \delta n_{\text{пр}}$.

4.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ РЕЖИМОВ СКОРОПОДЪЕМНОСТИ И "ПОТОЛКА" САМОЛЕТА ПО СЕТКАМ РАСХОДА ТОПЛИВА ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Если точки пересечения кривых располагаемых и потребных расходов топлива определяют режимы установившегося горизонтального полета, то область между ними представляет собой область возможных режимов набора высоты на разных числах M , а точки касания – режимы полета на теоретическом "потолке" (рис. 4.16). Известно, что приведенная вертикальная скорость самолетов с ТВД

$$V_{\text{упр}} = V_y \frac{G_{\text{пр}}}{G_0} \sqrt{\frac{T_c}{T}} = \frac{N_{\text{пр}} - N_{\text{п.пр}}}{G_0} \quad (4.15)$$

Поскольку для самолетов с ТВД полиара аппроксимируется зависимостью $c_x = c_{x0} + A c_y^2$, то потребная мощность, соответствующая кривой потребных расходов, может быть представлена как

$$N_{\text{п.пр}} = \frac{\kappa p c_a c}{2} (c_{x0} + A c_{\text{уп}}^2) S M^3,$$

где

$$c_{\text{уп}} = \frac{2 G_{\text{пр}}}{\kappa p c S M^2}$$

Так как в горизонтальном установившемся полете потребная и располагаемая

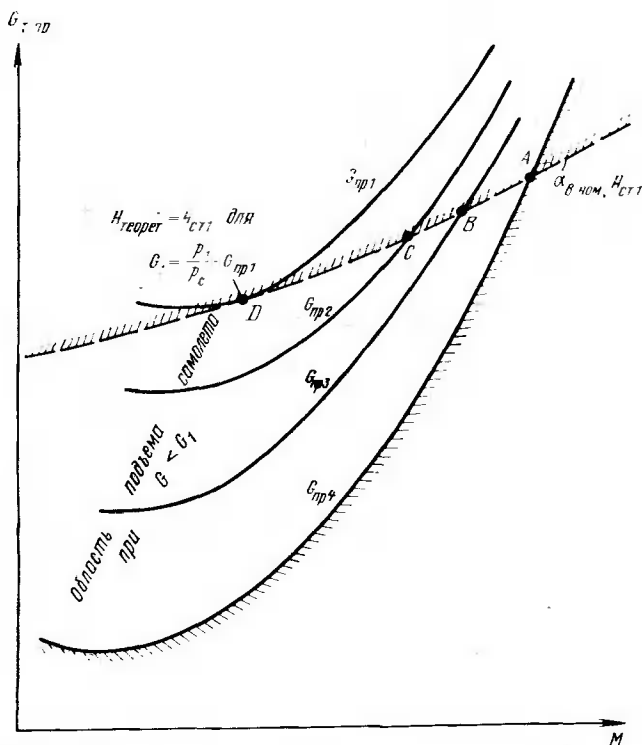


Рис.4.16. К определению "потолка" и режимов максимальной скороподъемности самолетов с ТВД по сеткам потребных (—) и располагаемых (---) расходов топлива

мощности равны, то располагаемую мощность в каждой точке пересечения кривой располагаемых и потребных расходов (см. рис. 4.16, точки A, B, C, D и т.д.) можно выразить через потребную мощность.

Тогда

$$N_{пр} = \frac{\kappa p_c a_c}{2} (c_{x0} + A c_{уп}^2) S M^3,$$

где $c_{уп} = \frac{2G_{пр.р}}{\kappa p_c S M^2}$, а значение $G_{пр.р}$ берется в точках пересечения указанных кривых. Подставляя полученные значения $N_{п.пр}$ и $N_{пр}$ в уравнение (4.15), получим:

$$V_{упр} = \frac{2A a_c}{\kappa p_c S M} \frac{G_{пр.р}^2 - G_{пр}^2}{G_0}$$

или при пользовании международной системой единиц измерения СИ

$$V_{упр} = \frac{0,00484}{MS} \frac{G_{пр.р}^2 - G_{пр}^2}{G_0} \quad (4.16)$$

Для расчета $V_{упр} = f(M)$ целесообразно предварительно построить зависимость величины $G_{пр.р}$ от числа M , определяемую в точках пересечения кривой располагаемых расходов топлива для заданной высоты полета (на рис. 4.16 - это высота $H_{СТ1}$) с кривыми потребных расходов.

Таким образом, используя сетки расходов топлива (4.16), подсчитывается зависимость $V_{\text{упр}}$ от M для пубых атмосферных и эксплуатационных условий, по которой затем оценивается V_y как на режиме максимальной скороподъемности, так и на других режимах набора высоты. Необходимо при этом помнить, что для высот в зоне ограничения температуры газов полученные значения V_y будут несколько отличаться от их значений при наборе высоты из-за тепловой инерции системы регулирования подачи топлива в двигатель (см. разд. 4.5.1). Некоторая погрешность при подсчете V_y может появиться вследствие приближенных значений коэффициента A поляры. Поэтому окончательные значения V_y должны быть получены из контрольных полетов на скороподъемность. Если не требуется определять V_y , то режим максимальной скороподъемности может быть получен непосредственно по максимальной разности между располагаемыми и потребными расходами топлива на данной высоте, так как в первом приближении справедливо соотношение

$$V_{\text{упр}} \approx \frac{\frac{\partial N_{\text{пр}}}{\partial G_{\text{т.пр}}} (G_{\text{т.пр.р}} - G_{\text{т.пр}})}{G_0},$$

в котором производная $\partial N_{\text{пр}}/\partial G_{\text{т.пр}}$ для данного ТВД мало зависит от числа M .

Для определения теоретического "потолка" выписывают значения $H_{\text{ст}}$, $G_{\text{пр}}$ и M в точках D касания кривых потребных расходов топлива с кривыми располагаемых расходов, подсчитанными для заданного режима работы двигателя и ряда $H_{\text{ст}} = \text{const}$. Затем для каждой высоты по значениям $G_{\text{пр}}$ и $p_{\text{ст}}$ подсчитывают вес самолета $G = G_{\text{пр}} p_{\text{ст}}/p_c$ и строят зависимость теоретического "потолка" от веса.

При наличии влияния $n_{\text{пр}}$ на обобщенные характеристики самолета данная кривая располагаемых расходов топлива является касательной к различным кривым потребных расходов в зависимости от величин $n_{\text{пр}}$, при которых они получены. Если допустить, что все эти кривые имеют общую точку касания (например, точку D на рис. 4.16) для разных $n_{\text{пр}}$, то через нее будут проходить кривые потребных расходов с разным $G_{\text{пр}}$. Следовательно, в этой точке изменение $n_{\text{пр}}$ приводит к такому изменению $G_{\text{пр}}$, при котором приведенный расход топлива остается постоянным. Поскольку $G_{\text{т.пр}} = f(M, G_{\text{пр}}, n_{\text{пр}})$, то при $M = \text{const}$

$$dG_{\text{т.пр}} = \frac{\partial G_{\text{т.пр}}}{\partial G_{\text{пр}}} dG_{\text{пр}} + \frac{\partial G_{\text{т.пр}}}{\partial n_{\text{пр}}} dn_{\text{пр}} = 0,$$

откуда, после замены дифференциалов конечными приращениями, получается

$$\delta G_{\text{пр}} = - \frac{\partial G_{\text{т.пр}}/\partial n_{\text{пр}}}{\partial G_{\text{т.пр}}/\partial G_{\text{пр}}} \delta n_{\text{пр}}.$$

Величину $\delta G_{\text{пр}}$ необходимо добавить к значению $G_{\text{пр}}$ в точке касания и, используя новые значения $G_{\text{пр.з}} = G_{\text{пр}} + \delta G_{\text{пр}}$, построить зависимость теоретического "потолка" от веса (см. рис. 3.16).

Метод получения производной $\partial G_{\text{т.пр}}/\partial n_{\text{пр}}$ изложен в разд. 5.2, а при ее наличии производная $\partial G_{\text{т.пр}}/\partial G_{\text{пр}}$ определяется по сеткам обобщенных характеристик маневренности, перестроенным в зависимости $G_{\text{т.пр}} = f(G_{\text{пр}})$ и $n_{\text{пр}} = f(G_{\text{т.пр}})$ для данного числа M . Задаваясь приращением $\delta G_{\text{пр}}$, определяют приращения $\delta G_{\text{т.пр}}$ и $\delta n_{\text{пр}}$ и подсчитывают

$$\frac{\delta G_{\text{т.пр}}}{\delta G_{\text{пр}}} = \frac{\delta G_{\text{т.пр}} - \frac{\partial G_{\text{т.пр}}}{\partial n_{\text{пр}}} \delta n_{\text{пр}}}{\delta G_{\text{пр}}}.$$

4.5. ПРИВЕДЕНИЕ ВЕРТИКАЛЬНОЙ СКОРОСТИ К ЗАДАНЫМ УСЛОВИЯМ ПОЛЕТА

Определение при летных испытаниях сеток обобщенных характеристик скороподъемности для всей совокупности режимов набора высоты самолета с ТВД невозможно из-за зависимости $V_{упр}$ от большого числа приведенных параметров (даже для случая, когда влияние $n_{пр}$ отсутствует). Задача несколько упрощается, если сетки необходимо определить только для режима максимальной скороподъемности, при которой

$$V_{упрmax} = f(G_{пр}, G_{т.пр}, n_{пр}); \quad (4.17)$$

$$M_{навв} = f(G_{пр}, G_{т.пр}, n_{пр}). \quad (4.18)$$

Пример графического представления последних зависимостей дан на рис. 4.17. Если на сетки потребных расходов топлива, приведенные в нижней части рис. 4.17, нанести сетки располагаемых расходов, подсчитанные для заданных условий, то (как и для горизонтального полета (см. рис. 4.7)) в точках пересечения соответствующих кривых определим числа M набора высоты, а в сходных точках на верхней части графика – вертикальные скорости самолета. При необходимости полученные таким образом $V_{упрmax}$ исправляются на разность приведенных частот вращения в заданных и фактических условиях полета.

Однако и для определения сеток обобщенных характеристик режимов максимальной скороподъемности необходимо проделывать довольно большое число полетов. Поэтому такой метод получения $V_{умax}$ может быть использован только при проведении специальных испытаний (например, при исследовании зависимостей $V_{умax}$ от атмосферных и эксплуатационных условий, определении избытков тяг, рассмотрении полетов с отказавшим двигателем и т.д.).

Обычно характеристики скороподъемности самолета с ТВД определяются для ограниченного числа режимов работы силовой установки и полетных масс самолета при непрерывном наборе высоты на скоростях полета, обеспечивающих $V_{умax}$. Наивыгоднейшие скорости полета получаются из полетов на "зубцы" или разгонов самолета (см. разд. 2.4). При

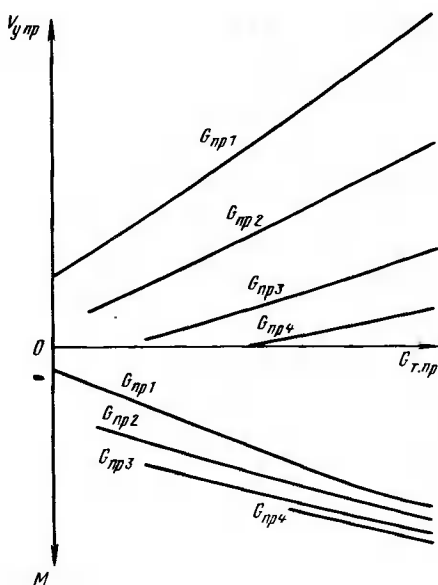
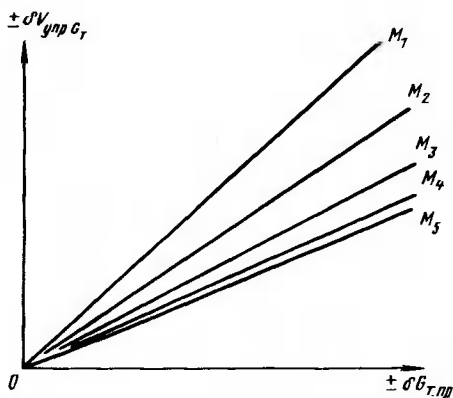


Рис.4.17. Сетки обобщенных характеристик с ТВД для режимов максимальной скороподъемности при постоянном $n_{пр}$ для $G_{пр1} < G_{пр2} < G_{пр3} < G_{пр4}$

Рис.4.18. Вид зависимости поправки $\delta V_{\text{упр}} G_T$ к вертикальной скорости от разности $\delta G_{T,\text{пр}}$ для ряда чисел M



приведении материалов полета на скороподъемность к заданным условиям наиболее широкое применение, как и для самолетов с турбореактивными двигателями, находит метод дифференциальных поправок. Приведение осуществляется при сохранении постоянными барометрической высоты и индикаторной скорости полета, что обеспечивает также постоянство числа M полета. При этом пренебрегают зависимостями $M_{\text{наив}}$ от массы самолета, ввиду слабой зависимости V_y от числа M в районе максимальных значений вертикальной скорости. Поэтому при переходе к заданным условиям вводят поправку на разность приведенных весов, расходов топлива и частот вращения роторов:

$$\delta V_{\text{упр}} = \delta V_{\text{упр}G} + \delta V_{\text{упр}G_T} + \delta V_{\text{упр}n}$$

Здесь $\delta V_{\text{упр}G}$ — поправка на разность между заданным и фактическим весом самолета, подсчитанная по формуле (3.23), которую для конкретного самолета целесообразно представить в виде номограммы, показанной на рис. 3.18. Поправка $\delta V_{\text{упр}G_T}$ является следствием разности в расходах топлива, обусловленной атмосферными условиями полета и отклонениями в работе топливной автоматики. Анализ зависимостей приведенной мощности от расхода топлива показывает, что для целей приведения можно принять $V_{\text{упр}}$ как линейную функцию $G_{T,\text{пр}}$. Правильность такого допущения подтверждается также результатами испытаний. Тогда, если пренебречь влиянием $n_{\text{пр}}$, производная $\partial V_{\text{упр}} / \partial G_{T,\text{пр}}$ определяется только числом M полета, а поправка на отличие расходов топлива в заданных и фактических условиях полета будет равна

$$\delta V_{\text{упр}G_T} = \frac{\partial V_{\text{упр}}}{\partial G_{T,\text{пр}}} \delta G_{T,\text{пр}}$$

и будет зависеть от M и $\delta G_{T,\text{пр}}$. Такую зависимость удобно изобразить графически (рис. 4.18).

Производную $\partial V_{\text{упр}} / \partial G_{T,\text{пр}}$ проще всего получить по материалам летных испытаний, выполнив для трех—четырёх чисел M установившиеся "зубцы" на ряде режимов работы двигателя и построив для каждого M зависимость $V_{\text{упр}}$ от $G_{T,\text{пр}}$. Эту производную можно также определить, используя сетки обобщенных характеристик горизонтального полета и материалы полета на скороподъемность. В этом случае по величине $G_{\text{пр}}$, для которой имеется кривая потребных расходов в горизонтальном полете, из материалов полета на скороподъемность рассчитывают величины $M_{\text{наб}}$, $V_{\text{упр}}$ и $G_{T,\text{пр.наб}}$. Затем по числу $M_{\text{наб}}$ определяются $G_{T,\text{пр.г}}$ в

горизонтальном полете. Таким образом для каждого $M_{\text{наб}}$ получают по две точки ($G_{\text{т.пр.г}}, V_{\text{упр}} = 0$ и $G_{\text{т.пр.наб}}, V_{\text{упр}} \neq 0$) линейных зависимостей $V_{\text{упр}}$ от $G_{\text{т.пр.}}$. При необходимости исключить влияние $n_{\text{пр}}$ на производную находят значения $n_{\text{пр}}$ в горизонтальном полете и при наборе высоты, подсчитывают поправку к $V_{\text{упр}}$ на их разность и корректируют наклон прямой $V_{\text{упр}} = f(G_{\text{т.пр.}})$. Получив $\partial V_{\text{упр}} / \partial G_{\text{т.пр.}}$, можно подсчитать также производную $\frac{\partial N_{\text{пр}}}{\partial G_{\text{т.пр.}}} = G_0 \frac{\partial V_{\text{упр}}}{\partial G_{\text{т.пр.}}}$.

При подсчете $\delta V_{\text{упр}G_{\text{т.пр.}}}$ величина $\delta G_{\text{т.пр.}}$ вычисляется как разность между расходом топлива в заданных условиях при нормальной настройке топливной аппаратуры и расходами, измеренными в полете. Для высот в области ограничения температуры газов при расчете расхода топлива в заданных условиях необходимо учитывать температурное запаздывание топливной автоматики. Это получается само собой, если в уравнение (2.16) вместо температуры T^* подставлять температуру термочувствительного элемента $T_{\text{к}} = T^* - \lambda_T \frac{dT_{\text{к}}}{dt}$. Поскольку $T^* = T + \frac{V^2}{2c_p}$, то

принимая

$$\frac{dT_{\text{к}}}{dT} \approx \frac{dT^*}{dT} = \frac{dT}{dT} + 2 \frac{V}{c_p} \frac{dV}{dT},$$

получим

$$T_{\text{к}} = T^* - \lambda_T \left(\frac{dT}{dt} + 2 \frac{V}{c_p} \frac{dV}{dt} \right), \quad (4.19)$$

откуда для режима скороподъемности

$$T_{\text{к}} = T^* - \lambda_T V_y \left(\frac{dT}{dH} + \frac{V}{1000} \frac{dV}{dH} \right). \quad (4.20)$$

При подсчете расхода топлива в условиях стандартной атмосферы

$$\frac{dT}{dH} = \beta = -0,0065 \text{ градус/м}$$

и

$$T_{\text{к}} = T^* - \lambda_T V_y \left(\beta + \frac{V}{1000} \frac{dV}{dH} \right).$$

Постоянная датчика температуры $\lambda_T \approx f(M, H)$ должна определяться при изучении динамических характеристик топливной автоматики.

Для определения поправки $\delta V_{\text{упр}n} = \frac{\partial V_{\text{упр}}}{\partial n_{\text{пр}}} \delta n_{\text{пр}}$ необходимо иметь производную $\partial V_{\text{упр}} / \partial n_{\text{пр.}}$. Оценка влияния $n_{\text{пр}}$ на $V_{\text{упр}}$ выполняется следующим образом. На двух высотах (или на одной высоте при разных температурах воздуха) при постоянных $G_{\text{пр}}$ и M выполняют установившиеся "зубцы" на ряде режимов работы двигателей и строят зависимость $V_{\text{упр}}$ и $n_{\text{пр}}$ от $G_{\text{т.пр.}}$ (рис. 4.19). Если имеется возможность изме-

Рис.4.19. Влияние приведенной частоты вращения ТВД на вертикальную скорость ($H_{p1} < H_{p2}$)

нять настройку регулятора оборотов, то такие зависимости можно получить при выполнении "зубцов" на одной высоте при двух настройках регулятора. Затем, рассекая полученные кривые прямыми $G_{т.пр} = \text{const}$, под- считывают производную

$$\frac{\partial V_{у.пр}}{\partial n_{пр}} = \frac{V_{у.пр2} - V_{у.пр1}}{n_{пр2} - n_{пр1}}.$$

Таким образом, рассмотрен- ный метод позволяет пересчиты- вать характеристики скороподъемности на измененную высоту полета, массу самолета, температуру наружного воздуха, расходы топлива и часто- ту вращения ротора ТВД, а также на различное влияние запаздывания в фак- тических и заданных условиях полета. Приведенная вертикальная скорость при этом равняется

$$V_{у.пр.з} = V_{у.пр} + \delta V_{у.пр} G_T + \delta V_{у.пр} G + \delta V_{у.пр} n,$$

а фактическая

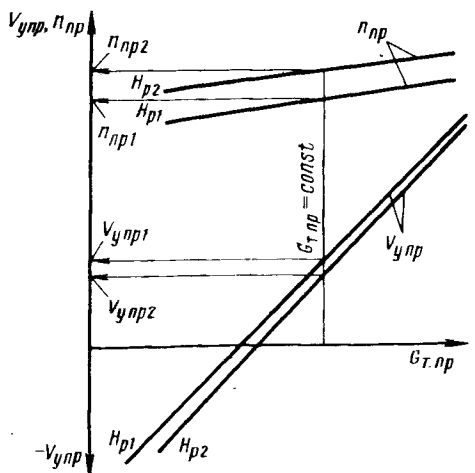
$$V_{уз} = V_{у.пр.з} \frac{G}{G_3} \frac{p_3}{p} \sqrt{\frac{T_3}{T}}.$$

В случае приведения V_y к заданным условиям при сохранении $p_3 = p$, как это обычно и осуществляется при выполнении режимов скороподъем- ности,

$$V_{уз} = V_{у.пр.з} \frac{G}{G_3} \sqrt{\frac{T_3}{T}}.$$

Если топливная автоматика отрегулирована так, что G_T не отличается от нормированного, то вместо поправки $\delta V_{у.пр} G_T$ удобнее подсчитать поправ- ку $V_{у.прT} = (\partial V_{у.пр} / \partial T)(T_3 - T)$ на отличие только фактической T от заданной. В этом случае для определения производной $\partial V_{у.пр} / \partial T$ получен- ные указанным способом зависимости $V_{у.пр}$ от $G_{т.пр}$ преобразуют в зави- симости $V_{у.пр} = f(T)$, используя уравнения (2.15) и (2.16).

В результате приведения V_y строят графики характеристик скоро- подъемности в заданных условиях. Пример таких зависимостей для стан- дартной температуры воздуха показан на рис. 4.20. Необходимо иметь в виду, что при построении указанных зависимостей приведение V_y в обла- сти высот, где происходит смена законов регулирования подачи топлива, обладает следующими особенностями. Так как зависимость мощности ТВД от температуры наружного воздуха в зоне ограничения мощности значительно слабей, чем в зоне ограничения температуры газов, то при



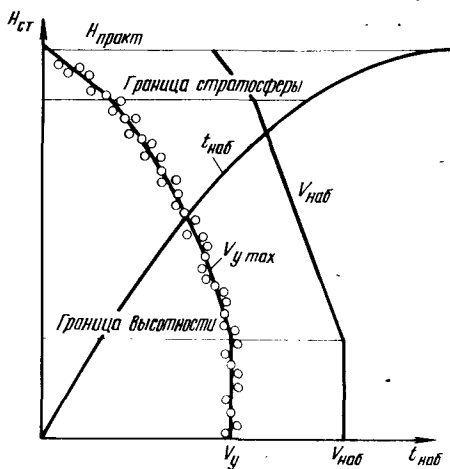


Рис.4.20. Характеристики скорости самолетов с ТВД

полетах зимой высота ограничения мощности и, следовательно, высота изменения характера зависимости V_y от H будет больше, а при полетах летом — меньше, чем в стандартных условиях. Поэтому при проведении V_y к стандартной T приходится участки кривой $V_y = f(H)$, заключенные между значениями фактической и стандартной высот ограничения мощности, пересчитывать из одной зоны в другую (рис. 4.21). Для этого из

поправки на температуру $\delta V_{yпрT}$ необходимо вычесть поправку на отличия в расходах топлива при переходе из одной зоны в другую:

$$\delta V_{yпрG_T} = \frac{\partial V_{yпр}}{\partial G_{T.пр}} |\delta G_{T.пр}|,$$

где $|\delta G_{T.пр}|$ — абсолютная величина разности в расходах топлива для разных зон, подсчитанная для стандартной температуры воздуха.

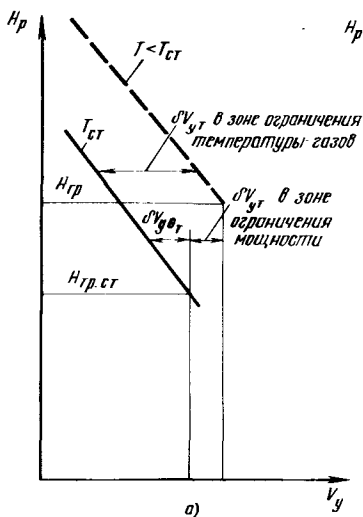


Рис.4.21. К вопросу о приведении V_y самолетов с ТВД к стандартной температуре наружного воздуха:
а — зима; б — лето



“Потолок” самолета с ТВД можно привести к стандартной температуре наружного воздуха, используя (3.26). При этом $c_p = \frac{2N_{пр}}{\kappa p_c a_c S M^3}$ и

$$\frac{\partial c_p}{\partial T} = \frac{2}{\kappa p_c a_c S M^3} \frac{\partial N_{пр}}{\partial T}$$

4.6. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДА УСКОРЕНИЙ ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ СКОРОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТОВ С ТВД

Существо метода ускорений применительно к определению скоростных характеристик самолетов с турбореактивными двигателями изложено в разд. 3.5. Для самолетов с ТВД он отличается только способом приведения тангенциальных перегрузок к заданным эксплуатационным и атмосферным условиям полета.

Приведенная тангенциальная перегрузка самолетов с ТВД в общем случае является функцией числа M , $n_{у.пр}$, $G_{т.пр}$ и $n_{пр}$. Поэтому при $M = \text{const}$ разность между значениями тангенциальной перегрузки, полученными в разных условиях полета, является результатом отличия приведенных расходов топлива, частот вращения роторов двигателей и приведенных нормальных скоростных перегрузок.

В разд. 4.5 для целей приведения вертикальной скорости принято, что $V_{у.пр}$ является линейной функцией $G_{т.пр}$. Поскольку $n_{х.пр} = V_{у.пр}/(a_c M)$, то при $M = \text{const}$ такое допущение справедливо и для $n_{х.пр}$. Поэтому поправка на отличие фактического приведенного расхода топлива от заданного определяется соотношением

$$\delta n_{х.пр G_T} = \frac{\partial n_{х.пр}}{\partial G_{т.пр}} \delta G_{т.пр}.$$

Производная $\partial n_{х.пр}/\partial G_{т.пр}$ является функцией числа M полета и легко рассчитывается по материалам разгонов, выполненных при одном и том же $G_{пр}$ или $n_{у.пр}$ на разных режимах работы двигателей. Для сохранения $G_{пр} = \text{const}$, разгоны по мере выгорания горючего следует выполнять на большей высоте. Производную $\partial n_{х.пр}/\partial G_{т.пр}$ можно также рассчитать, используя производные $\delta V_{у.пр}/\delta G_{т.пр}$ и $\delta N_{пр}/\delta G_{т.пр}$, по формулам $\frac{\partial n_{х.пр}}{\partial G_{т.пр}} = \frac{1}{a_c M} \frac{\partial V_{у.пр}}{\partial G_{т.пр}}$ и $\frac{\partial n_{х.пр}}{\partial G_{т.пр}} = \frac{1}{a_c G_0 M} \frac{\partial N_{пр}}{\partial G_{т.пр}}$. И наоборот, если имеется производная $\partial n_{х.пр}/\partial G_{т.пр}$, то, используя эти формулы, можно получить производные $\partial V_{у.пр}/\partial G_{т.пр}$ и $\partial N_{пр}/\partial G_{т.пр}$. Величина $\delta G_{т.пр} = G_{т.пр.з} - G_{т.пр}$ является результатом отличия атмосферных условий полета, неточностей настройки и работы топливной аппаратуры, а также запаздывания температурного датчика такой аппаратуры.

Значение $G_{т.пр}$ подсчитывается на основании замеров параметров $G_{т.пр}$ и T в фактических условиях разгона, а величина $G_{т.пр.з}$ — с использованием зависимостей типа (2.15) и (2.16). При этом для высот в зоне ограничения температуры газов величина ψ должна определяться не по заторможенной температуре T^* , а по температуре термодатчика T_K . Для режимов набора высоты эта температура подсчитывается по формуле (4.20), а для режимов горизонтального полета — по формуле

$$T_K = T^* - \frac{\lambda_T V n_x}{102,5}, \quad (4.21)$$

которая получается из уравнения (4.19) при условии $T = \text{const}$.

Поскольку поправка $\delta n_{хпрл}$ к $n_{хпр}$ на различие в $n_{пр}$ заметно меньше поправки на расходы топлива, то для ее учета линеализируем действительную зависимость $n_{хпр}$ от $n_{пр}$. Тогда

$$\delta n_{хпрл} = \frac{\partial n_{хпр}}{\partial n_{пр}} \delta n_{пр},$$

где $\frac{\partial n_{хпр}}{\partial n_{пр}} = f(M, G_{т.пр})$, а для случая, когда частота вращения роторов одинакова на всех режимах и в полете не отличалась от номинальной,

$$\delta n_{хпрл} = \frac{\partial n_{хпр}}{\partial T} \delta T.$$

Производная $\partial n_{хпр}/\partial n_{пр}$ или $\partial n_{хпр}/\partial T$ рассчитывается по материалам разгонов самолета на двух высотах (или на одной высоте при разных температурах наружного воздуха), выполненных на разных режимах работы ТВД при сохранении $G_{пр} = \text{const}$. На основании результатов измерений строят для каждой высоты графики зависимостей $n_{хпр}$, $G_{т.пр}$ и $n_{пр}$ от числа M полета для заданных режимов силовой установки. Если имеется возможность изменять настройку регулятора частоты вращения, то такие зависимости можно получить при выполнении разгонов на одной высоте при двух настройках регулятора. Затем полученные зависимости перестраивают в зависимости $n_{хпр}$ и $n_{пр}$ от $G_{т.пр}$, по которым вычисляют производные

$$\frac{\partial n_{хпр}}{\partial n_{пр}} = \frac{n_{хпр2} - n_{хпр1}}{n_{пр2} - n_{пр1}}$$

как функции $G_{т.пр}$ и числа M аналогично тому, как это делается при вычислении производных $\partial V_{упр}/\partial n_{пр}$. Необходимо отметить, что эти производные связаны между собой уравнением

$$\frac{\partial n_{хпр}}{\partial n_{пр}} = \frac{1}{a_c M} \frac{\partial V_{упр}}{\partial n_{пр}}.$$

Поправка на разности между фактическими n_y и массой m самолета при разгоне и их значениями в заданных условиях ($n_3 = 1$ и m_3) определяется по формуле (3.29).

Зная поправки на отличие фактических условий полета от заданных, подсчитывают

$$n_{хпр.з} = n_{хпр} + \delta n_{хпрG_{т}} + \delta n_{хпрл} + \delta n_{хпрn_y};$$

$$n_{хз} = n_{хпр.з} \frac{G_0}{G_{пр.з}} \frac{p_3}{p_c}.$$

Построив зависимости $n_{хз}$ от числа M , можно определить максимальные горизонтальные и вертикальные скорости самолета (см. разд. 3.5), а также характеристики разгона, виража и др. (см. разд. 2.3).

При испытании летом, когда мощность ТВД падает, фактическое максимальное число M при разгоне получается меньше стандартного, то есть

кривая $n_{\text{хст}} = f(M)$ не пересекает ось числа M и без применения экстраполяции число $M_{\text{тахст}}$ получить не удастся. Для этого, как и на самолетах с ТРД, необходимо выполнить разгон со снижением до чисел $M \geq M_{\text{тахст}}$. Необходимый для проведения тангенциальной перегрузки на участке снижения исходный расход топлива рассчитывают при помощи соотношения (4.6).

5. ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА САМОЛЕТОВ С ГТД

5.1. ОБОБЩЕННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА. ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

При данном запасе топлива на самолете продолжительность установившегося полета определяется часовым расходом топлива, величина которого зависит от удельного расхода и тяги, потребной для полета с заданными m , p , T и числом M (скоростью). Для турбореактивных двигателей $G_T = c_{\text{уд}}P$, а для турбовинтовых $G_T = c_3 N_3$.

Параметром, характеризующим дальность полета, являются километровый ($q = G_T/V$) или относительный километровый ($\bar{q} = G_T/(Vm)$) расходы топлива. Последний расход характеризуется соотношениями:

$$\text{для самолетов с турбореактивными двигателями } \bar{q} = \frac{c_{\text{уд}}}{K V} g_T;$$

$$\text{для самолетов с турбовинтовыми двигателями } \bar{q} = \frac{c_3}{K \eta_B} g_T.$$

Величина $\bar{q}$ является показателем экономичности горизонтального полета, показывающим, сколько затрачивается топлива при перемещении единицы массы самолета на единицу пути.

Таким образом, для определения дальности или продолжительности полета по маршруту необходимо иметь значения величин q и G_T в зависимости от определяющих их параметров. При получении их в летных испытаниях целесообразно использовать возможности, которые представляет нам теория подобных режимов полета.

Из уравнения (2.20) следует, что в установившемся горизонтальном полете

$$f(M, n_{\text{упр}}, P_{\text{пр}}) = f_1(M, G_{\text{пр}}, P_{\text{пр}}) = 0.$$

Поскольку в общем случае для турбореактивных двигателей приведенные тяга $P_{\text{пр}}$ и суммарный расход топлива $G_{\text{т.пр}\Sigma} = G_{\text{т.пр}} + G_{\text{т.пр.ф}}$ являются функциями числа M , $n_{\text{пр}}$, $\alpha_{\text{руд}}$, T и α , то с учетом уравнения (2.21) получаем, что

$$G_{\text{т.пр}\Sigma}, \alpha_{\text{р.у.д}} \dots = f(M, G_{\text{пр}}, n_{\text{пр}}, T). \quad (5.1)$$

Относительный километровый расход топлива

$$\bar{q} = \frac{G_{\text{т.пр}} \Sigma}{a_c M m \frac{p_c}{p}} = \frac{g_{\text{т}} G_{\text{т.пр}}}{a_c M G_{\text{пр}}}$$

зависит также и от ускорения силы тяжести. Однако в пределах возможного изменения высоты при сохранении неизменным $G_{\text{пр}}$ можно для данного M считать $g_{\text{т}} = \text{const}$. Поэтому в этом случае примем $g_{\text{т}} \approx (M, G_{\text{пр}})$, следовательно

$$\bar{q} = f(M, G_{\text{пр}}, n_{\text{пр}}, T). \quad (5.2)$$

Так как $n = f(\alpha_{\text{руд}}, M, T)$, а $n_{\text{пр}} = n \sqrt{\frac{T_c}{T}}$, то при поддержании системой управления работой двигателей регламентированных значений n уравнения (5.1) и (5.2) приводятся к виду

$$G_{\text{т.пр}} \Sigma, \bar{q}, \alpha_{\text{р.у.д}} \dots = f(M, G_{\text{пр}}, T). \quad (5.3)$$

При определении дальности и продолжительности полета удобнее оперировать с зависимостью (5.3), исправляя полученные значения расходов топлива на отличие фактической n от регламентированной.

Зависимость (5.3) является справедливой при работе на форсированных режимах двигателей как с постоянной, так и с переменной площадью реактивного сопла, а также при работе двигателей на нефорсированных режимах с $F_{\text{кр}} = \text{var}$. В случае работы ТРД, имеющих $F_{\text{min}} = \text{const}$, на нефорсированных режимах:

$$G_{\text{т.пр}}, \bar{q}, n_{\text{пр}} = f(M, G_{\text{пр}}). \quad (5.4)$$

Анализ зависимостей (5.1) и (5.2), подтвержденный результатами испытаний, показывает, что определяющее влияние на расходы топлива и режим работы двигателей оказывают величины M и $G_{\text{пр}}$. При сохранении их неизменными влияние отклонений T и n значительно меньше. Поэтому и в этих случаях удобнее в первом приближении принимать зависимость (5.4), вводя в последующем поправку на отличие фактических параметров T и n от заданных значений.

В разд. 4 показано, что для самолетов с ТВД расходы топлива можно также представить функциями числа M и $G_{\text{пр}}$ при условии введения поправки на $n_{\text{пр}}$.

Таким образом, для самолетов с газотурбинными двигателями следует при определении характеристик дальности горизонтального полета считать справедливой зависимость (5.4), поскольку влияние других параметров является существенно меньшим. Характер этого влияния и его величина зависят от типа силовой установки, законов ее регулирования, а также от числа M и атмосферных условий. При определении летных характеристик величину влияния предварительно оценивают расчетным путем с обязательной последующей проверкой по материалам, полученным в полете.

Обычно зависимости $\bar{q}$, $G_{\text{т.пр}} \Sigma$ и режимы работы силовой установки ($\alpha_{\text{руд}}$ или $n_{\text{пр}}$) от числа M полета и приведенного веса самолета $G_{\text{пр}}$ на-

зываются обобщенными характеристиками дальности и продолжительности горизонтального полета, а их графическое представление — сетками обобщенных характеристик. Типичные для дозвуковых скоростей полета самолетов со всеми типами ГТД сетки обобщенных характеристик представлены на рис. 5.1 ... 5.4. Они легко получаются в полете путем выполнения установившихся горизонтальных "площадок" на нескольких скоростях (в диапазоне от минимальной до максимальной) при $G_{пр.з.} = c \cdot \text{const}$. Для выполнения последнего условия необходимо по мере выгорания горячего увеличивать высоту полета таким образом, чтобы на каждой "площадке" $p = p_c G/G_{пр.з.}$.

Имея сетки обобщенных характеристик, легко определить километровый или часовой расход топлива и подсчитать дальность или продолжительность горизонтального полета. При этом необходимо иметь в виду два основных случая, различающихся между собой как по существу поставленной задачи, так и по способу ее решения. В одном из них расход топлива определяется для заданного режима работы двигателя, массы самолета и атмосферных условий. В другом решается задача об определении расходов топлива и режимов работы двигателей для заданных m , V , p и T . Сюда же относится и задача о выборе режимов полета с минимальными расходами топлива.

При решении задач первого типа для самолетов с турбореактивными двигателями по приведенному весу самолета $G_{пр.з.} = G_3 p_c / p = g_{т.з} m_3 p_c / p$ и режиму работы двигателей ($\alpha_{руд}$ или $n_{пр}$) из графиков, представленных на рис. 5.4, определяют число M полета, зная которое затем из рис. 5.1 или 5.2 находят искомый расход топлива. Если такие задачи решаются для самолетов с ТВД, то в этом случае необходимо на сетки $G_{т.пр} = f(M, G_{пр})$ нанести сетки располнземых расходов $G_{т.пр} = f(p, T, \alpha_v, M)$ (см. рис. 4.7 и 4.14). Такие задачи по сути дела представляют собой рассмотренные в разд. 4.2 задачи по определению чисел M горизонтального полета. Необходимо лишь при этом выписывать соответствующие значения $G_{т.пр}$.

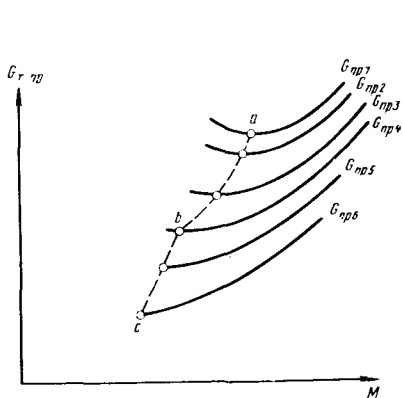


Рис. 5.1. Приведенный расход топлива в зависимости от числа M полета для постоянных $G_{пр1} > G_{пр2} > \dots > G_{пр6}$ (линия abc — режимы максимальной продолжительности полета)

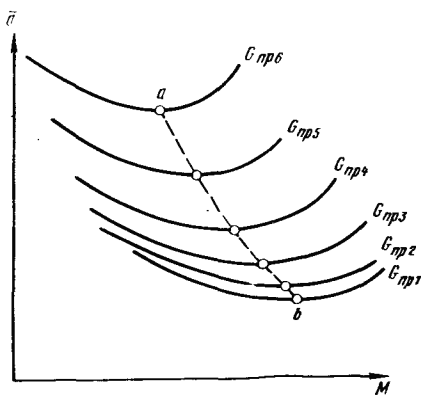
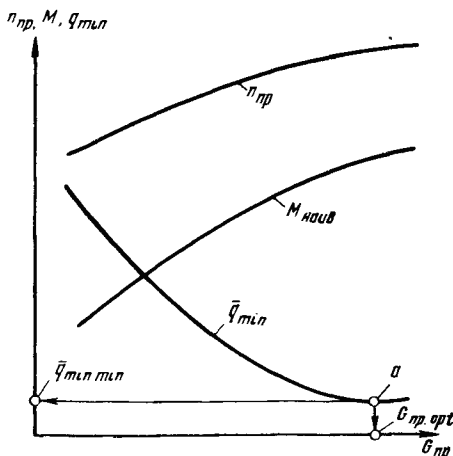


Рис. 5.2. Относительный километровый расход топлива в зависимости от числа M для постоянных $G_{пр1} > G_{пр2} > \dots > G_{пр6}$ (линия ab — режимы максимальной дальности полета)

Рис.5.5. Минимальные относительные расходы топлива и соответствующие им значения $M_{\text{наиб}}$ и $n_{\text{пр}}$ (точка а соответствует величине $\bar{q}_{\text{min min}}$)



$\bar{q}_{\text{min min}}$ лучше построить отдельный график, на котором нужно привести зависимость $\bar{q}_{\text{min}}$ и соответствующих ему числа M полета и режима работы двигателей от $G_{\text{пр}}$ (рис. 5.5). Искомый оптимальный режим полета на дальность будет осуществляться при постоянных приведенных значениях

полетного веса ($G_{\text{пр opt}}$) и числа M полета (M_{opt}), соответствующих наименьшему значению расхода топлива ($\bar{q}_{\text{min min}}$) на кривой $\bar{q}_{\text{min}} = f(G_{\text{пр}})$. В этом случае величина километрового расхода топлива для каждого значения полетной массы будет наименьшая. Так как в полете масса самолета уменьшается, то высота полета должна увеличиваться так, чтобы сохранять неизменным $G_{\text{пр opt}}$. При этом для обеспечения $M_{\text{opt}} = \text{const}$ скорость полета по указателю необходимо все время уменьшать.

Полученные с помощью обобщенных характеристик дальности и продолжительности расходы топлива приводят к заданным условиям при сохранении неизменными числа M и $G_{\text{пр}}$. Поскольку при этом $q_3 = \bar{q}$, то

$$q_3 = \bar{q}G_3; V_3 = 72,2M\sqrt{T_3}; G_{T,3} = q_3 V_3$$

$$\text{или } G_{T,3} = G_{T,\text{пр}} \frac{P_3}{P_c} \sqrt{\frac{T_3}{T_c}}.$$

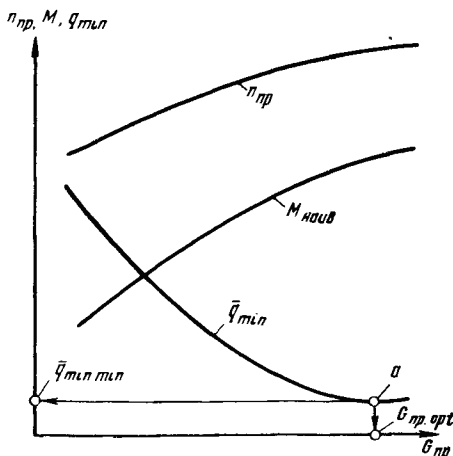
Полет на дальность с постепенным набором высоты получил название полета по "потолкам" потому, что в каждый момент времени самолет находится на наибольшей высоте, которая может быть получена при данных массе самолета и режиме работы силовой установки. В полете по "потолкам" расход топлива получается большим, чем на горизонтальных площадках из-за дополнительной затраты энергии на набор высоты. Однако отличие в расходах топлива, полученных в горизонтальном полете и в полете с $G_{\text{пр}} = \text{const}$, невелико и учитывается введением небольшой поправки.

Дополнительное увеличение тяги или мощности при наборе высоты с $G_{\text{пр}} = \text{const}$ на числе $M_{\text{наб}}$, равном числу M горизонтального полета, составляет:

$$\delta P_{\text{пр}} = G_0 \frac{V_{y\text{пр}}}{a_c M} \quad \text{и} \quad \delta N_{э,\text{пр}} = G_0 V_{y\text{пр}}.$$

Из условия $G_{\text{пр}} = \text{const}$ следует, что $\frac{dG}{dt} - \frac{G}{p} \frac{dp}{dt} = 0$, а из уравнения

Рис.5.5. Минимальные относительные расходы топлива и соответствующие им значения $M_{\text{наиб}}$ и $n_{\text{пр}}$ (точка а соответствует величине $\bar{q}_{\text{min min}}$)



$q_{\text{min min}}$ лучше построить отдельный график, на котором нужно привести зависимость q_{min} и соответствующих ему числа M полета и режима работы двигателей от $G_{\text{пр}}$ (рис. 5.5). Искомый оптимальный режим полета на дальность будет осуществляться при постоянных приведенных значениях

полетного веса ($G_{\text{пр opt}}$) и числа M полета (M_{opt}), соответствующих наименьшему значению расхода топлива ($q_{\text{min min}}$) на кривой $\bar{q}_{\text{min}} = f(G_{\text{пр}})$. В этом случае величина километрового расхода топлива для каждого значения полетной массы будет наименьшая. Так как в полете масса самолета уменьшается, то высота полета должна увеличиваться так, чтобы сохранять неизменным $G_{\text{пр opt}}$. При этом для обеспечения $M_{\text{opt}} = \text{const}$ скорость полета по указателю необходимо все время уменьшать.

Полученные с помощью обобщенных характеристик дальности и продолжительности расходы топлива приводят к заданным условиям при сохранении неизменными числа M и $G_{\text{пр}}$. Поскольку при этом $q_3 = \bar{q}$, то

$$q_3 = \bar{q}G_3; V_3 = 72,2M\sqrt{T_3}; G_{T,3} = q_3 V_3$$

$$\text{или } G_{T,3} = G_{T,\text{пр}} \frac{P_3}{P_c} \sqrt{\frac{T_3}{T_c}}.$$

Полет на дальность с постепенным набором высоты получил название полета по "потолкам" потому, что в каждый момент времени самолет находится на наибольшей высоте, которая может быть получена при данных массе самолета и режиме работы силовой установки. В полете по "потолкам" расход топлива получается большим, чем на горизонтальных площадках из-за дополнительной затраты энергии на набор высоты. Однако отличие в расходах топлива, полученных в горизонтальном полете и в полете с $G_{\text{пр}} = \text{const}$, невелико и учитывается введением небольшой поправки.

Дополнительное увеличение тяги или мощности при наборе высоты с $G_{\text{пр}} = \text{const}$ на числе $M_{\text{наб}}$, равном числу M горизонтального полета, составляет:

$$\delta P_{\text{пр}} = G_0 \frac{V_{y,\text{пр}}}{a_c M} \quad \text{и} \quad \delta N_{э,\text{пр}} = G_0 V_{y,\text{пр}}.$$

Из условия $G_{\text{пр}} = \text{const}$ следует, что $\frac{dG}{dt} - \frac{G}{p} \frac{dp}{dt} = 0$, а из уравнения

статики атмосферы $-\frac{dp}{dt} = -\frac{pg}{RT} V_y$. Если учесть, что производная

$\frac{dm}{dt} = -\frac{G_T}{3600}$, то из приведенных соотношений получаются следующие формулы для подсчета поправок к километровым расходам при полете по "потолкам":

для самолетов с ТРД

$$\frac{\delta \bar{q}}{\bar{q}} = \frac{c_{уд.пр} R T}{3600 a_{сМ}} = \frac{c_{уд} \sqrt{\frac{RT}{\kappa g_T}}}{3600 M};$$

для самолетов с ТВД

$$\frac{\delta \bar{q}}{\bar{q}} = \frac{c_3 R T}{3600}.$$

Величина этих поправок, как правило, не больше одного процента.

Режимы полета на максимальную продолжительность находятся на кривой, проходящей через минимумы зависимостей $G_{т.пр}$ от M для разных $G_{пр}$ (см. рис. 5.1, кривая *ав*). Однако, на средних и малых высотах — для ряда самолетов такие режимы могут иметь место при скоростях полета, меньших эволютивных. В таких случаях за минимальные значения $G_{т.пр\min}$ принимаются их величины при числах $M_{эв}$, соответствующих $V_{эв}$ (см. рис. 5.1, кривая *вс*).

В случаях испытаний серийных самолетов, когда не имеется возможности получить в полете сетки обобщенных характеристик дальности и продолжительности, для приведения замеренных в полете расходов топлива допускается использовать обобщенные характеристики, полученные на других, ранее испытанных самолетах этого типа. При использовании для этой цели сеток $\bar{q} = f(M, G_{пр})$ приведение q производится по формулам:

$$q_3 = q \frac{G_3}{G} \frac{\bar{q}'_3}{\bar{q}}; \quad V_3 = V \sqrt{\frac{T_3}{T}};$$

$$G_{т.3} = q_3 V_3,$$

где $\bar{q}'$ и $\bar{q}'_3$ определяются по характеристике $\bar{q} = f(M, G_{пр})$ ранее испытанного самолета для заданного и фактического приведенных весов.

При работе турбореактивных двигателей на режимах, для которых $G_{т.пр}^* = f(n_{пр}^*)$, сетки обобщенных характеристик дальности и продолжительности можно получить, имея полученные по материалам полетов без измерения G_T зависимости $M = f(G_{пр}, n_{пр})$. Для этого по потребному значению $n_{пр}$ для горизонтального полета с заданными $G_{пр}$ и M подсчитывают $n_{пр}^*$ и определяют $G_{т.пр}$, которые затем пересчитывают в $G_{т.пр}$ и $\bar{q}$.

Сетки приведенных часовых и относительных расходов топлива позволяют определять дальность и продолжительность полета на любом крейсерском режиме, используя соотношение:

$$L_{кр} = - \frac{m_{кон}}{m_{нач}} \int \frac{dm}{q};$$

$$t_{кр} = - \frac{m_{кон}}{m_{нач}} \int \frac{dm}{G_T}. \quad (5.5)$$

Для режимов полета на дальность по "потолкам", когда

$$\bar{q} = \bar{q}_{\min \min} = \text{const},$$

$$L_{\text{кр}} = \frac{2303}{\bar{q}} \lg \frac{m_{\text{нач}}}{m_{\text{кон}}}, \quad (5.6)$$

5.2. ПРИВЕДЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ К ЗАДАНЫМ T И n

Если влияние температуры наружного воздуха или частоты вращения роторов двигателей силовой установки на приведенные расходы топлива является существенным, то полученные по сеткам обобщенных характеристик расходы должны быть исправлены на разность между заданными и фактическими параметрами T и n . Поправку целесообразно вводить при сохранении неизменными числа M и приведенного веса самолета. Следует отметить, что для минимальных расходов топлива такой пересчет не будет строгим из-за зависимости оптимальных чисел M от условий полета (при $G_{\text{пр}} = \text{const}$). Однако, минимумы кривых $\bar{q} = f(M)$ и $G_{\text{т.пр}} = f(M)$ выражены слабо, и встречаемое на практике отличие в значении оптимальных M для различных условий не влияет на значения $\bar{q}_{\min}$ и $G_{\text{т.пр min}}$.

При подсчете поправок можно, как правило, в диапазоне возможных для постоянного $G_{\text{пр}}$ изменений температуры воздуха и отклонений частоты вращения роторов действительные зависимости расходов топлива и режима работы двигателей от T и n линеаризировать.

Из зависимостей (5.1) и (5.2) следует, что для самолетов с турбореактивными двигателями искомая поправка подсчитывается как сумма поправок на отклонение T и n по формулам:

$$\delta G_{\text{т.пр}} = \frac{\partial G_{\text{т.пр}}}{\partial T} \delta T + \frac{\partial G_{\text{т.пр}}}{\partial n} \delta n; \quad (5.7)$$

$$\delta \bar{q} = \frac{\partial \bar{q}}{\partial T} \delta T + \frac{\partial \bar{q}}{\partial n} \delta n; \quad (5.8)$$

$$\delta \alpha_{\text{р.у.д}} = \frac{\partial \alpha_{\text{р.у.д}}}{\partial T} \delta T + \frac{\partial \alpha_{\text{р.у.д}}}{\partial n} \delta n.$$

Входящие в них производные в первом приближении являются функциями числа M и $G_{\text{пр}}$.

Если имеются данные, что линейная аппроксимация приводит к существенным ошибкам, то лучше для определения поправок строить специальные номограммы в виде зависимостей поправок от отклонений $\delta T = T_{\text{ст}} - T$ или $\delta n = n_{\text{ст}} - n$.

В этом случае:

$$\delta G_{\text{т.пр}} = \delta G_{\text{т.пр} T} + \delta G_{\text{т.пр} n};$$

$$\delta \bar{q} = \delta \bar{q}_T + \delta \bar{q}_n;$$

$$\delta\alpha_{p.y.d} = \delta\alpha_{p.y.d}T + \delta\alpha_{p.y.d}n,$$

где индекс "Т" означает поправку на отклонение температуры, а "n" — на отклонение частоты вращения.

Для определения производных уравнений (5.7) и (5.8) требуется знать зависимости расходов от T и n . До начала испытаний вновь созданного типа самолета допускается при получении таких зависимостей использовать расчетные тяговые и расходные характеристики силовой установки, а также материалы продувки модели самолета в аэродинамических трубах; окончательные рекомендации по учету влияния T и n на расходы топлива необходимо выдавать после оценки этого влияния по материалам летных испытаний.

При учете влияния параметра T на расходы топлива в полете определяют зависимости $G_{т.пр}$ от числа M на разных высотах для одного и того же значения $G_{пр}$ и n . Для расширения диапазона изменения T на малых высотах следует выполнять установившиеся виражи с таким расчетом, чтобы $n_y G_{пр}$ на малой высоте равнялось $G_{пр.з}$ на большой высоте. Рассекая полученные при разных температурах кривые $G_{т.пр} = f(M)$ прямыми $M = \text{const}$, получаем искомые зависимости $G_{т.пр}$ от T . Если эти зависимости линейные, то по ним рассчитывают производную $\partial G_{т.пр} / \partial T$, а если нелинейные — строят номограмму $\delta G_{т.пр} = f(M, \delta T)$. Для получения влияния n на расходы топлива требуется в полете определить зависимость $G_{т.пр}$ от M при $G_{пр} = \text{const}$ и $T = \text{const}$ для разных значений n путем изменения настройки регулятора частоты вращения и подсчитать производную $\partial G_{т.пр} / \partial n$ или построить номограмму $\delta G_{т.пр} = f(M, \delta n)$. При определении влияния T и n рекомендуется использовать и материалы других полетов, выполняемые при испытаниях данного самолета.

Имея производные или номограммы поправок к часовому расходу, легко подсчитать производные или номограммы для километрового расхода по формулам:

$$\frac{\partial \bar{q}}{\partial T} = \frac{\varepsilon_T}{a_c M G_{пр}} \frac{\partial G_{т.пр}}{\partial T} \quad \text{и} \quad \frac{\partial \bar{q}}{\partial n} = \frac{\varepsilon_T}{a_c M G_{пр}} \frac{\partial G_{т.пр}}{\partial n};$$

$$\delta \bar{q}_T = \frac{\varepsilon_T \delta G_{т.пр} T}{a_c M G_{пр}} \quad \text{и} \quad \delta \bar{q}_n = \frac{\varepsilon_T \delta G_{т.пр} n}{a_c M G_{пр}}.$$

Для самолетов с ТВД поправку $\delta G_{т.пр}$ на отклонения T и n определяют как поправку на отклонение приведенной частоты вращения роторов по формуле

$$\delta G_{т.пр} = \frac{\partial G_{т.пр}}{\partial n_{пр}} \delta n_{пр}. \quad (5.9)$$

Аналогично

$$\delta \bar{q} = \frac{\partial \bar{q}}{\partial n_{пр}} \delta n_{пр} = \frac{\varepsilon_T \delta G_{т.пр}}{a_c M G_{пр}}; \quad (5.10)$$

$$\delta \alpha_B = \frac{\partial \alpha_B}{\partial n_{пр}} \delta n_{пр}.$$

Для ТВД, у которых все режимы работы осуществляются при одинаковых n , величина $\delta n_{\text{пр}} = n_{\text{пр.з}} - n_{\text{пр}} = n(\sqrt{T_z} - \sqrt{T})/\sqrt{T_c}$. В общем случае регулирования ТВД частота $n_{\text{пр.з}}$ неизвестна, так как с изменением атмосферных условий работы двигателей меняется и физическая частота вращения роторов. Поэтому для нахождения $\delta G_{\text{т.пр}}$ и $\delta n_{\text{пр}}$ необходимо, кроме уравнения (5.9), использовать еще и уравнения располагаемых расходов топлива, обеспечиваемых топливной аппаратурой. Метод решения этих двух уравнений зависит от принятого закона регулирования подачи топлива в двигатель. В общем случае изменение приведенного располагаемого расхода топлива представляется через изменение $n_{\text{пр}}$ и атмосферных условий при помощи уравнения

$$\delta G_{\text{т.пр.р}} = h_{n_{\text{пр}}} \delta n_{\text{пр}} + h_{T_{\text{р}}} \delta T + h_{p_{\text{р}}} \delta p, \quad (5.11)$$

где производные $h_{n_{\text{пр}}} = \frac{\partial G_{\text{т.пр.р}}}{\partial n_{\text{пр}}}$, $h_{T_{\text{р}}} = \frac{\partial G_{\text{т.пр.р}}}{\partial T}$ и $h_{p_{\text{р}}} = \frac{\partial G_{\text{т.пр.р}}}{\partial p}$ подсчитываются при помощи зависимостей, связывающих обеспечиваемой автоматикой расход топлива с условиями полета, например, зависимостей (2.15) и (2.16). Поскольку $\delta G_{\text{т.пр}} = \delta G_{\text{т.пр.р}}$, то из уравнений (5.9) и (5.11) следует, что

$$\delta n_{\text{пр}} = \frac{h_{T_{\text{р}}} \delta T + h_{p_{\text{р}}} \delta p}{\frac{\partial G_{\text{т.пр}}}{\partial n_{\text{пр}}} - h_{n_{\text{пр}}}}; \quad (5.12)$$

$$\delta G_{\text{т.пр}} = \frac{\frac{\partial G_{\text{т.пр}}}{\partial n_{\text{пр}}} \cdot \frac{h_{T_{\text{р}}} \delta T + h_{p_{\text{р}}} \delta p}{\frac{\partial G_{\text{т.пр}}}{\partial n_{\text{пр}}} - h_{n_{\text{пр}}}}}{\frac{\partial G_{\text{т.пр}}}{\partial n_{\text{пр}}} - h_{n_{\text{пр}}}}. \quad (5.13)$$

Если при пользовании обобщенными сетками расхода топлива решается задача о нахождении расхода топлива для заданных массы самолета, режима работы двигателей и атмосферных условий полета, то поправка на отличия в $n_{\text{пр}}$ находится при постоянных $G_{\text{пр}}$ и режиме работы двигателя методом пересчета "изолированной" точки, изложенным в разд. 4.2, применительно к определению скорости горизонтального полета. При нахождении δM аналитическим путем поправка к расходу топлива подсчитывается по формуле

$$\delta G_{\text{т.пр}} = h_{M_{\text{р}}} \delta M,$$

где $h_{M_{\text{р}}} = \partial G_{\text{т.пр.р}} / \partial M$, а при графическом способе внесения поправки искомое значение расхода топлива соответствует искомой величине числа M .

Необходимая для подсчета поправки $\delta G_{\text{т.пр}}$ производная $\partial G_{\text{т.пр}} / \partial n_{\text{пр}}$ определяется по материалам тех же полетов, что и производная $\partial M / \partial n_{\text{пр}}$. В этом случае приведенные на рис. 4.12 зависимости между M и $G_{\text{т.пр}}$ рассекаются прямыми $M = \text{const}$ и для каждой из них подсчитывается $\partial G_{\text{т.пр}} / \partial n_{\text{пр}}$.

После введения поправок на отличие температур и частот вращения роторов расходы топлива в заданных условиях подсчитываются как

$$G_{T.3} = (G_{T.пр} + \delta G_{T.пр}) \frac{p_3}{p_c} \sqrt{\frac{T_3}{T_c}};$$

$$q_3 = (\bar{q} + \delta \bar{q}) G_3.$$

5.3. РАСХОДЫ ТОПЛИВА, ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА САМОЛЕТА ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ, ПЛАНИРОВАНИИ, РАЗГОНЕ И ТОРМОЖЕНИИ

Одной из задач летных испытаний при определении дальности полета в наборе высоты и планировании является выбор режима работы двигателя и скорости полета для обеспечения максимальной дальности.

В случае полета на дозвуковых скоростях набор высоты следует выполнять на максимальном нефорсированном режиме работы силовых установок. При этом можно считать, что режимы с минимальной затратой топлива и максимальной дальностью совпадают с режимом, наимыгоднейшим с точки зрения скороподъемности. При наборе высоты со сверхзвуковыми скоростями за оптимальный обычно принимается максимальный форсированный режим работы двигателей. Однако различия между скоростями набора высоты для трех указанных режимов набора при этом могут быть существенными и поэтому требуется определять их для каждого из этих случаев отдельно.

Известно [18, 19], что для получения наибольшей дальности планирование следует производить при полете самолета с выключенными двигателями при угле атаки, соответствующем максимальному аэродинамическому качеству. При этом все топливо следует израсходовать в полете по маршруту. Однако, в целях обеспечения безопасности планирование обычно выполняют при работе двигателей на режиме малого газа с тем, чтобы летчик имел возможность использовать тягу при заходе на посадку и посадке самолета или при уходе на второй круг.

В этом случае планирование на режиме максимального качества не является наимыгоднейшим.

Преобразуем уравнение дальности полета самолета

$$L = L_{наб} + L_{кр} + L_{пл}$$

к виду

$$L = L'_{кр} + \Delta L_{наб} + \Delta L_{пл}.$$

Здесь $L'_{кр} = L_{кр} + L'_{наб} + L'_{пл}$ представляет собой фиктивную дальность полета, которую можно было бы получить, используя располагаемый запас топлива только в крейсерском полете. Соответствующие ей $L'_{наб}$ и $L'_{пл}$ представляют собой фиктивное увеличение дальности, которое имело бы место при использовании топлива, предназначенного для набора вы-

ты и планирования, в крейсерском полете. Поскольку располагаемый запас и километровый расход топлива на крейсерском режиме не зависят от скоростей набора и планирования, то $L'_{кр}$ при их изменении остается величиной постоянной. Следовательно, при прочих равных условиях, изменение L в зависимости от скорости набора или планирования может происходить вследствие изменения разностей $\Delta L_{наб} = L_{наб} - L'_{наб}$ и $\Delta L_{пл} = L_{пл} - L'_{пл}$, и максимальная величина L будет соответствовать максимальным значениям $\Delta L_{наб}$ и $\Delta L_{пл}$.

Поскольку дальность полета самолета на любом участке выражается [18] при помощи интеграла

$$L = - \int_{m_{нач}}^{m_{кон}} \frac{dm}{q},$$

$$\text{то } \Delta L_{наб} = - \int_{m_{вых}}^{m_{нач}} \left(\frac{1}{q_{наб}} - \frac{1}{q} \right) dm \text{ и}$$

$$\Delta L_{пл} = - \int_{m_{кон}}^{m_{зах}} \left(\frac{1}{q_{пл}} - \frac{1}{q} \right) dm,$$

где $m_{вых}$ — масса самолета в момент выхода самолета на скорость набора высоты; $m_{нач}$ — масса самолета в начале крейсерского полета по маршруту; $m_{кон}$ — масса самолета в конце полета по маршруту; $m_{зах}$ — масса самолета после планирования в начале маневра захода на посадку; $q_{наб}$ и $q_{пл}$ — километровые расходы в наборе и при планировании.

Поскольку пределы интегрирования являются величинами заданными и, следовательно, постоянными, то максимальные значения $\Delta L_{наб}$ или $\Delta L_{пл}$ определяются максимальными значениями подинтегральных функций. Для расчета оптимальных скоростей удобно в интегралах $\Delta L_{наб}$ и $\Delta L_{пл}$ перейти от массы самолета к величинам, непосредственно определяющим режимы набора или снижения, посредством подстановки $dm = - G_T dt = - (G_T / V_y^*) dH_E$. В этом случае интегрирование производится по энергетической высоте, а подинтегральные функции приводятся к виду

$$F_{Lнаб} = \left(\frac{G_{т.наб}}{q V_{наб}} - 1 \right) \frac{V_{наб}}{V_{наб}^*} \text{ и } F_{Lпл} = \left(\frac{G_{т.пл}}{q V_{пл}} - 1 \right) \frac{V_{пл}}{V_{пл}^*}.$$

При заданных режиме работы силовой установки, массе самолета и атмосферных условиях величины $F_{Lнаб}$ и $F_{Lпл}$ зависят только от скорости полета. Таким образом, максимумы величин $\Delta L_{наб}$ и $\Delta L_{пл}$ и, следовательно, суммарной дальности полета достигаются, если на каждой высоте самолет летит со скоростями, при которых значения подинтегральных функций $F_{Lнаб}$ и $F_{Lпл}$ будут максимальными.

При летных испытаниях зависимости $F_{Lнаб}$ и $F_{Lпл}$ от V получают из материалов полета по "зубцам" или из разгонов и торможений самолета, выполняемых для заданных режимов работы двигателей и полетных масс на нескольких высотах, в диапазоне скоростей от минимальной до максимальной. Необходимые для этого километровые расходы топлива определяют по сеткам обобщенных характеристик дальности и продолжительности

ти горизонтального полёта. Часовые расходы топлива берут по результатам измерений на "зубцах" или в разгонах и торможениях, а при отсутствии их — по результатам измерений на других режимах или из высотно-скоростных характеристик. Результаты расчетов строятся в виде графиков, представленных на рис. 5.6, используя которые получают зависимость $V_{opt} = f(H)$ и соответствующие ей величины V_y . Затем строят графики зависимостей V_{opt} , V_y , G_T , m_T и t от высоты полета для оптимальных режимов набора высоты и планирования, используя формулы:

$$t_{наб} = t_{вых} + \int_{H_{вых}}^{H_{нач}} \frac{dH}{V_y} \approx t_{зах} + \Sigma \left(\frac{1}{V_y} \right)_{ср} \Delta H;$$

$$L_{наб} = \int_{H_{вых}}^{H_{нач}} \frac{V \cos \vartheta_a dH}{V_y} \approx \Sigma \left(\frac{V}{V_y} \right)_{ср} \Delta H;$$

$$m_{Т.наб} = m_{Т.вых} + \int_{H_{вых}}^{H_{нач}} \frac{G_{Т.н} dH}{V_y} \approx m_{Т.вых} + \Sigma \left(\frac{G_{Т.н}}{V_y} \right)_{ср} \Delta H;$$

для планирования

$$t_{пл} = \int_{H_{кон}}^{H_{зах}} \frac{dH}{V_y} \approx \Sigma \left(\frac{1}{V_y} \right)_{ср} \Delta H;$$

$$L_{пл} = \int_{H_{кон}}^{H_{зах}} \frac{V \cos \vartheta_a dH}{V_y} \approx \Sigma \left(\frac{V}{V_y} \right)_{ср} \Delta H;$$

$$m_{Т.пл} = \int_{H_{кон}}^{H_{зах}} \frac{G_{Т.пл}}{V_y} dH \approx \Sigma \left(\frac{G_{Т.пл}}{V_y} \right)_{ср} \Delta H.$$

Пример таких зависимостей для режима набора высоты показан на рис. 5.7.

Рис. 5.6. Определение наивыгоднейших скоростей планирования (кривая ab) и вертикальных скоростей (кривая $a'b'$)

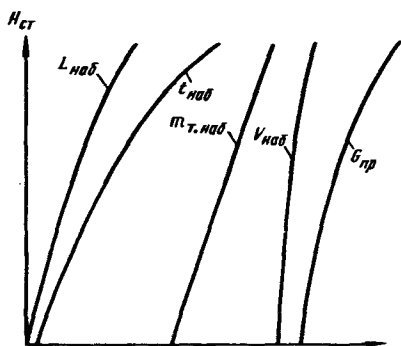
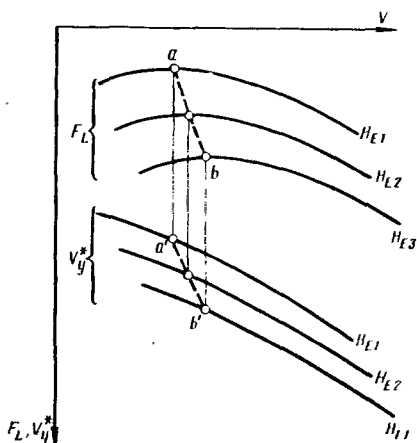


Рис. 5.7. Параметры набора высоты при полете на дальность

Для самолетов с большим диапазоном изменения полетных масс характеристики набора и планирования при заданной полетной конфигурации следует определять для нескольких полетных масс.

Полученные изложенным способом характеристики оптимального набора высоты и планирования уточняют в контрольных полетах. Материалы таких полетов приводятся к единым заданным условиям полета в предположении, что оптимальные V_j набор^а и планирования при $H = \text{const}$ не зависят от температуры воздуха. Методы приведения вертикальных скоростей и времени набора высоты изложены в разд. 3.4 и 4.5. Дальность и время полета при наборе высоты и планировании подсчитывают с использованием указанных выше интегралов.

Для приведения расходов топлива, затрачиваемых на набор высоты (планирование), необходимо разбить высоту набора (планирования) на интервалы $\Delta H_i = H_{i+1} - H_i$. При полете в фактических условиях расход топлива в каждом интервале составляет $\Delta m_T = G_T \Delta t$ (где G_T — средний часовой расход топлива для интервала ΔH_i). В заданных условиях расход топлива будет равным $\Delta m_{T,3} = G_{T,3} \Delta t_3$. Поэтому

$$\Delta m_{T,3} = \Delta m_T \frac{G_{T,3}}{G_T} \frac{\Delta t_3}{\Delta t},$$

а суммарный расход при наборе высоты или планирования определяется как сумма

$$m_{T,3} = \sum_{i=1}^n \Delta m_{Ti} \frac{G_{T,3i}}{G_{Ti}} \frac{\Delta t_{3i}}{\Delta t_i}. \quad (5.14)$$

При наборе суммирование ведется от высоты $H_{\text{вых}}$ до высоты начала крейсерского полета, а при планировании — с высоты окончания крейсерского полета до высоты начала выполнения предпосадочных маневров.

Существуют разные пути определения отношения $G_{T,3i}/G_{Ti}$. В случае измерения часовых расходов топлива G_{Ti} в фактических условиях требуется иметь их значения при заданной температуре воздуха. Для этого следует воспользоваться одним из методов, изложенных в разд. 5.1 и 5.2. Если же часовой расход топлива не измерялся, то уравнение (5.14) лучше преобразовать к виду

$$m_3 = \sum_{i=1}^n \Delta m_i \left(1 + G_{T,T} \frac{\delta T_i}{T_i} \right) \frac{\Delta t_{3i}}{\Delta t_i}, \quad (5.15)$$

где $G_{T,T} = \frac{T}{G_{T,\text{пр}}} \frac{\partial G_{T,\text{пр}}}{\partial T}$ рассчитывают в соответствии с материалами разд. 5.2.

Для самолетов с турбовинтовыми двигателями, имеющими типовые законы регулирования, описываемые уравнениями (2.15) и (2.16), вместо уравнения (5.15) следует при приведении пользоваться уравнениями: в области ограничения мощности

$$m_3 = \sum_{i=1}^n \Delta m_{Ti} \frac{\Delta t_{3i}}{\Delta t_i}; \quad (5.16)$$

в области ограничения температуры газов

$$m_3 = \sum_{i=1}^n \Delta m_{Ti} \frac{\psi(T_i^*)}{\psi(T_{3i}^*)} \frac{\Delta t_{3i}}{\Delta t_i}. \quad (5.17)$$

В разд. 2.2 показано, что оптимальные режимы полета, обеспечивающие выполнение любого маневра с минимальным часовым расходом топлива, определяются максимумом зависимости (2.30), откуда при $n_j \cong 1, 0$ для набора высоты и планирования получим

$$\frac{n_{хпр}}{\bar{q}_0} = f(M, G_{пр}, \lambda).$$

В отличие от режимов набора высоты с максимальной дальностью режимы с минимальной затратой топлива не соответствуют полету с наибольшей тягой. В этом случае тяга также является искомой величиной. Поэтому для заданных m_3 и атмосферных условий такие режимы определяются значением двух параметров — числа M и режима работы силовой установки. Для их определения разгоны и торможение (или "зубцы") необходимо выполнять при нескольких режимах работы силовой установки и получаемые результаты рассматривать в виде зависимостей $n_{хпр}/\bar{q}_0$ от числа M полета для ряда режимов работы двигателей (рис. 5.8), по которым для каждого $G_{пр}$ найти оптимальные режимы работы силовой установки и число M полета и соответствующие им $(n_{хпр}/\bar{q}_0)_{\max}$ и затем построить зависимость этих величин от $G_{пр}$.

В случае полета на крейсерском режиме на скоростях, существенно больших скоростей набора высоты и снижения, при определении дальности требуется учитывать время, путь и расход топлива при разгоне от скорости набора до крейсерской скорости и при торможении — до скорости планирования. Если разгоны и торможения выполняются с изменением высоты, то эти параметры подсчитывают по формулам:

$$t = \Sigma \left(\frac{1}{V n_x} \right)_{\text{ср}} \Delta H_E;$$

$$L = \Sigma \left(\frac{1}{n_x} \right)_{\text{ср}} \Delta H_E;$$

$$m_T = \Sigma \left(\frac{G_T}{V n_x} \right)_{\text{ср}} \Delta H_E;$$

$$\Delta H_E = \Delta H + \frac{V}{g} \Delta V.$$

При этом для разгона средние значения соответствующих величин берут по зависимостям, приведенным к стандартным (или другим заданным) условиям, а для торможений, выполняемых обычно на режиме холостого хода, такие зависимости к заданным условиям не приводятся, так как их изменением в зависимости от температуры и массы самолета можно пренебречь.

При расчете суммарной дальности (продолжительности) полета тре-

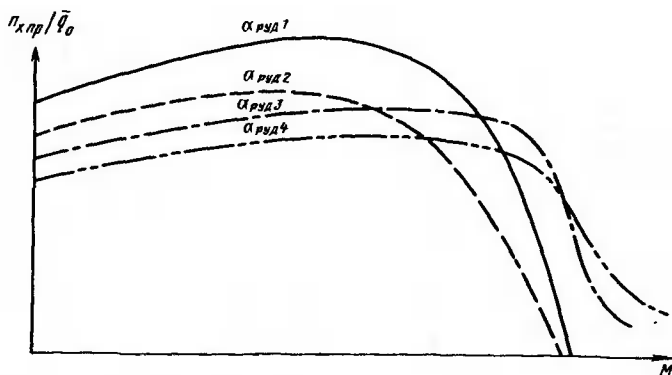


Рис.5.8. Удельная тангенциальная перегрузка для разных режимов работы силовой установки $\alpha_{р.у.д1} < \alpha_{р.у.д2} < \alpha_{р.у.д3} < \alpha_{р.у.д4}$

буется иметь также расходы топлива, затрачиваемые на запуск и опробование двигателей на земле, руление на старт, взлет и разгон самолета до выхода на скорость набора высоты, заход на посадку и выполнение посадки, а также на руление со старта. Величины этих расходов обычно определяются как средние арифметические значения многих измерений без приведения их к стандартным (заданным) условиям полета по той же причине, по какой не приводятся расходы топлива при торможении.

В предыдущих разделах показано, каким образом в летных испытаниях получают расходы топлива, позволяющие определять дальности и продолжительности полета самолета для любых атмосферных и эксплуатационных условий. Обычно с целью проверки расходов топлива, а также методов пересчета их на измененные условия, выполняется длительный контрольный полет на дальность или продолжительность на оптимальных режимах.

Полученные в результате контрольного полета фактические расходы топлива, дальность и время полета сравниваются с величинами, определенными по сеткам обобщенных характеристик дальности и продолжительности, характеристиками набора высоты и планирования и др. Если расхождения получаются большими (больше 3 %), то ищется и устраняется причина этого.

6. ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ (ВПХ) САМОЛЕТОВ С ГТД

6.1. ЗАВИСИМОСТИ

МЕЖДУ ОБОБЩЕННЫМИ ПАРАМЕТРАМИ ВПХ.

ПОДОБИЕ РЕЖИМОВ ДВИЖЕНИЯ

САМОЛЕТА ПРИ ВЗЛЕТЕ И ПОСАДКЕ

Рассматриваются методы определения ВПХ самолетов с ГТД, имеющими фиксированные углы направления вектора тяги двигателя, равные их полетным значениям. При пренебрежении отличием между геопотенциальной и геометрической высотами при движении самолета на взлетно-посадочных траекториях расстояния L , проходимые самолетом на отдельных участках, и время t движения самолета на этих участках определяются по формулам:

$$L = \int_{H_{E1}}^{H_{E2}} \frac{dH_E}{n_x} \quad \text{и} \quad t = \int_{H_{E1}}^{H_{E2}} \frac{dH_E}{V n_x},$$

где H_{E1} и H_{E2} – энергетические высоты в начале и конце участка. Откуда, в соответствии с теоремой о среднем значении подынтегральной функции

$$L = (H_{E2} - H_{E1}) \left(\frac{1}{n_x} \right)_{\text{ср}} \quad \text{и} \quad t = (H_{E2} - H_{E1}) \left(\frac{1}{V n_x} \right)_{\text{ср}},$$

где $\left(\frac{1}{n_x} \right)_{\text{ср}}$ и $\left(\frac{1}{V n_x} \right)_{\text{ср}}$ – средние значения подынтегральных функций.

Вводя понятия приведенных длины $L_{\text{пр}} = L T_c / T$, времени $t_{\text{пр}} = t \sqrt{T_c / T}$ и скорости $V_{\text{пр}} = V \sqrt{T_c / T} = V_i \sqrt{p_c / p}$, из последних уравнений получаем для взлета:

на участке разбега

$$L_{\text{пр.р}} = \frac{V_{\text{пр.отр}}^2}{2g_T n_{xL}}; \quad (6.1)$$

$$t_{\text{пр.р}} = \frac{V_{\text{пр.отр}}}{g_T n_{xt}}; \quad (6.2)$$

$$V_{\text{пр.отр}} = \sqrt{\frac{2(G_{\text{пр}} - P_{y\text{пр.отр}})}{\rho_c c_{y\text{отр}} S}}; \quad (6.3)$$

на воздушном участке

$$L_{\text{пр.в}} = \frac{1}{n_{xL}} \left(\frac{V_{\text{пр}h}^2 - V_{\text{пр.отр}}^2}{2g_T} + h_{\text{пр}} \right); \quad (6.4)$$

$$t_{\text{пр.в}} = \frac{1}{(n_x V_{\text{пр}})_t} \left(\frac{V_{\text{пр}h}^2 - V_{\text{пр.отр}}^2}{2g_T} + h_{\text{пр}} \right); \quad (6.5)$$

$$V_{\text{пр}h} = \sqrt{\frac{2(G_{\text{пр}} - P_{y\text{пр}h})}{\rho_c c_{yh} S}}. \quad (6.6)$$

Аналогично для посадки самолета:
на участке пробега:

$$L_{\text{пр.пр}} = - \frac{V_{\text{пр.пос}}^2}{2g_T n_{xL}}; \quad (6.7)$$

$$t_{\text{пр.пр}} = - \frac{V_{\text{пр.пос}}}{g_T n_{xt}}; \quad (6.8)$$

$$V_{\text{пр.пос}} = \sqrt{\frac{2(G_{\text{пр}} - P_{\text{упр.пос}})}{\rho_c c_{y\text{пос}} S}}; \quad (6.9)$$

На воздушном участке

$$L_{\text{пр.пос}} = \frac{1}{n_{xL}} \left(\frac{V_{\text{пр.пос}}^2 - V_{\text{пр}h}^2}{2g_T} - h_{\text{пр}} \right); \quad (6.10)$$

$$t_{\text{пр.пос}} = \frac{1}{(n_x V)_t} \left(\frac{V_{\text{пр.пос}}^2 - V_{\text{пр}h}^2}{2g_T} - h_{\text{пр}} \right). \quad (6.11)$$

В этих уравнениях индексом "L" обозначены величины n_x , соответствующие средним значениям подынтегральных функций в интегралах пути, а индексом "t" — величины n_x и $n_x V$, соответствующие средним значениям подынтегральных функций в интегралах времени.

Величины $c_{y\text{отр}}$, $c_{y\text{пос}}$ и c_{yh} определяются допустимыми углами атаки самолета при отрыве, посадке и на высоте условного препятствия. Поэтому ВПХ самолета в основном определяются значениями тангенциальных перегрузок. Из разд. 2.2 и 2.5 следует, что в полете с $n_y = 1$ для самолетов с ГТД

$$n_x = \frac{P_{\text{пр}x} - X_{\text{пр}}}{G_{\text{пр}}} = \frac{P_{\text{пр}x} - c_x \frac{\rho_c V_{\text{пр}}^2}{2} S}{G_{\text{пр}}} \quad (6.12)$$

является функцией $V_{\text{пр}}$, $G_{\text{пр}}$ и $P_{\text{упр}}$. Если самолет движется по взлетно-посадочной полосе (ВПП), то

$$n_x = \frac{P_{x\text{пр}} - X_{\text{пр}} - f_i(G_{\text{пр}} - Y_{\text{пр}} - P_{\text{упр}})}{G_{\text{пр}}},$$

где коэффициенты трения $f_i = f_p$ на разбеге перед взлетом и $f_i = f_T$ при торможении на пробеге после посадки.

На разбеге и пробеге углы α малы, и для самолетов с неуправляемым по направлению вектором тяги двигателей допустимо принять $P_{\text{упр}} = 0$. Отличия α в разных условиях выполнения нормальных взлетов и посадок не оказывают заметного влияния на $X_{\text{пр}}$ и $Y_{\text{пр}}$, поэтому их можно считать зависящими только от $V_{\text{пр}}$. Тогда для разбега

$$n_x = \frac{P_{\text{пр}} - f_p G_{\text{пр}} + C}{G_{\text{пр}}}, \quad (6.13)$$

где $C = f_p Y_{\text{пр}} - X_{\text{пр}} = \varphi(V_{\text{пр}}, f_p)$. Следовательно, при разбеге $n_x = \varphi(V_{\text{пр}},$

$G_{\text{пр}}, P_{\text{пр}}, f_{\text{р}})$, а для аэродромов с одинаковым состоянием ВПП, когда $f_{\text{р}} = \text{const}, n_{\text{х}} = \varphi(V_{\text{пр}}, G_{\text{пр}}, P_{\text{пр}})$.

На пробеге самолета без использования реверса тяги

$$n_{\text{хт}} = \frac{c_1 - f_{\text{т}} G_{\text{пр}}}{G_{\text{пр}}}, \quad (6.14)$$

где $C_1 = f_{\text{т}} Y_{\text{пр}} - X_{\text{пр}} - X_{\text{пр.пар}}$, а $X_{\text{пр.пар}}$ — сила лобового сопротивления тормозного парашюта (если он применяется). В этом случае $n_{\text{хт}}$ зависит от $V_{\text{пр}}, G_{\text{пр}}$ и $f_{\text{т}}$. Коэффициент $f_{\text{т}}$ на пробеге с использованием колесных тормозов зависит не только от состояния ВПП, но и от веса самолета. Однако при использовании для торможения и парашюта, зависимость $f_{\text{т}}$ от G имеет несущественное значение и $n_{\text{х}} = \varphi(V_{\text{пр}}, G_{\text{пр}})$. Но на пробеге без парашюта такое допущение является приемлемым при отклонениях G от заданного значения не более, чем на $\pm 10\%$. Если торможение осуществляется с помощью реверса тяги и тормозов колес, то

$$n_{\text{хт}} = \frac{P_{\text{хпр}} - f_{\text{т}} G_{\text{пр}} + C_2}{G_{\text{пр}}}, \quad (6.15)$$

где $C_2 = f_{\text{т}} Y_{\text{пр}} - X_{\text{пр}}$. Следовательно, при движении по ВПП с одинаковым покрытием $n_{\text{хт}} = \varphi(V_{\text{пр}}, G_{\text{пр}}, P_{\text{пр}})$.

Таким образом, для соблюдения подобия мгновенных режимов движения самолета при разбеге и в воздухе, а также при пробеге с использованием реверса тяги необходимо сохранять постоянство $V_{\text{пр}}, G_{\text{пр}}$ и $P_{\text{пр}}$, а при применении тормозного парашюта — постоянство $V_{\text{пр}}, G_{\text{пр}}$. Поэтому при неизменных начальных и конечных $V_{\text{пр}}$ равенство проходимых $L_{\text{пр}}$ имеет место при сохранении неизменными величин $V_{\text{пр}L}, G_{\text{пр}L}$ и $P_{\text{пр}L}$ для среднего значения подынтегральных функций в интегралах пути, а равенство соответствующих $t_{\text{пр}}$ — при сохранении неизменными $V_{\text{пр}t}, G_{\text{пр}t}$ и $P_{\text{пр}t}$ для среднего значения подынтегральных функций в интегралах времени. Обычно принимается, что при взлете $G_{\text{пр}L} = G_{\text{пр}t} = G_{\text{пр.взл}}$, а при посадке $G_{\text{пр}L} = G_{\text{пр}t} = G_{\text{пр.пос}}$. Кроме того, при неизменных конечных и начальных условиях и сохранении подобия движения соотношения между $V_{\text{пр}L}, P_{\text{пр}L}$ или $V_{\text{пр}t}, P_{\text{пр}t}$ и одноименными величинами в начале и конце участка движения остаются без изменений. Тогда для сохранения постоянства $L_{\text{пр}}$ и $t_{\text{пр}}$ потребуется обеспечить неизменность $V_{\text{пр}}, P_{\text{пр}}$ и $G_{\text{пр}}$ в начале или конце участка. Однако, как следует из (6.3), (6.6) и (6.9), скорости $V_{\text{пр}}$ при отрыве самолета от ВПП, на высоте условного препятствия и при касании самолета ВПП являются функциями $G_{\text{пр}}$ и $P_{\text{пр}}$. Поэтому при взлете самолета с ВПП, имеющих одинаковое покрытие,

$$L_{\text{пр.р}}, t_{\text{пр.р}}, V_{\text{пр.отр}}, L_{\text{пр.в}}, t_{\text{пр.в}} = f(G_{\text{пр.взл}}, P_{\text{пр.отр}}), \quad (6.16)$$

а при посадке в общем случае —

$$L_{\text{пр.пр}}, t_{\text{пр.пр}}, V_{\text{пр.пос}}, L_{\text{пр.пос}}, t_{\text{пр.пос}} = (G_{\text{пр.пос}}, P_{\text{хпр}}) \quad (6.17)$$

за исключением гашения скорости самолета при пробеге только при помощи тормозов колес, когда

$$L_{\text{пр.пр}}, t_{\text{пр.пр}} = f(G_{\text{пр.пос}}, f_{\text{т}}).$$

Соотношения (6.16) и (6.17) справедливы при условии выдерживания в любых условиях полета заданных углов атаки (коэффициента подъемной силы) при движении самолета по взлетной и посадочной траекториям. Можно считать, что при нормальном взлете или посадке эти условия соблюдаются, так как имеющие место неизбежные отклонения в углах атаки относятся к факторам, влияющим на случайный разброс ВПХ. Однако, как будет сказано ниже, при необходимости V , L и t могут быть пересчитаны к единым коэффициентам подъемной силы.

6.2. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СЕТОК ОБОБЩЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРИ ОЦЕНКЕ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ СВОЙСТВ САМОЛЕТА

Входящая в число критериев подобия мгновенных режимов движения самолета приведенная тяга в полете не измеряется. Поэтому в зависимостях (6.16) и (6.17) необходимо перейти от тяги к параметрам, ее определяющим и измеряемым в полете.

Из материалов разд. 2.1 видно, что эти параметры могут быть разными в зависимости от типа ГТД.

Для ТРД с постоянной площадью реактивного сопла $F_{\min}$ на нефорсированных режимах $P_{\text{пр}} = f(V_{\text{пр}}, n_{\text{пр}})$. Поэтому любой из приведенных параметров, характеризующих взлет и посадку (обозначим его $Z_{\text{пр}}$), является функцией

$$Z_{\text{пр}} = f(G_{\text{пр}}, n_{\text{пр}}). \quad (6.18)$$

При работе турбореактивных двигателей с $F_{\min} = \text{const}$ на форсированных режимах $P_{\text{пр}}$ определяется величинами $V_{\text{пр}}$, $n_{\text{пр}}$ и $\alpha_{\text{р.у.д.}}$. В этом случае

$$Z_{\text{пр}} = f(G_{\text{пр}}, \alpha_{\text{р.у.д.}}, n_{\text{пр}}). \quad (6.19)$$

Для самолетов с турбореактивными двигателями, у которых $F_{\text{кр}}$ меняется в зависимости от T^* , в число параметров, от которых зависит $P_{\text{пр}}$, входит и температура наружного воздуха. В этих случаях:

при работе на нефорсированных режимах

$$Z_{\text{пр}} = f(G_{\text{пр}}, n_{\text{пр}}, T) = f(G_{\text{пр}}, n_{\text{пр}}, n); \quad (6.20)$$

при работе на форсированных режимах

$$Z_{\text{пр}} = f(G_{\text{пр}}, \alpha_{\text{р.у.д.}}, n_{\text{пр}}, T) = f(G_{\text{пр}}, \alpha_{\text{р.у.д.}}, n_{\text{пр}}, n). \quad (6.21)$$

Приведенная тяга ТВД зависит от $V_{\text{пр}}$, $G_{\text{т.пр}}$ и $n_{\text{пр}}$, поэтому

$$Z_{\text{пр}} = f(G_{\text{пр}}, G_{\text{т.пр}}, n_{\text{пр}}), \quad (6.22)$$

а при малом влиянии $n_{\text{пр}}$

$$Z_{\text{пр}} = f(G_{\text{пр}}, G_{\text{т.пр}}). \quad (6.23)$$

Таким образом, приведенные параметры ВПХ зависят от тех же критериев, что и число M установившегося горизонтального полета. Очевидно, что при их определении можно также применять методы, базирующиеся на использовании полученных при летных испытаниях зависимостей между приведенными параметрами. Графическое представление таких зависимостей называется сетками обобщенных характеристик взлета и посадки.

Сетки обобщенных характеристик взлета и посадки наиболее просто при летных испытаниях получить в случае зависимостей (6.18) и (6.23). Это можно осуществить, используя материалы взлетов и посадок, выполненных для разных значений $n_{\text{пр}}$ на самолетах с турбореактивными двигателями или для разных $G_{\text{т.пр}}$ на самолетах с ТВД. Изменение $n_{\text{пр}}$ или $G_{\text{т.пр}}$ достигается путем дросселирования двигателей

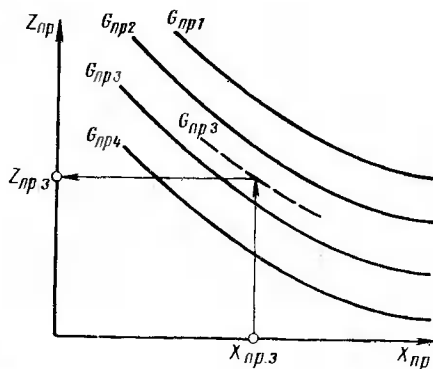


Рис.6.1. Использование сеток обобщенных характеристик при определении ВПХ самолета

в пределах, обеспечивающих нормальный взлет и посадку, а также выполнения полетов в разных атмосферных условиях. Для сохранения неизменных $G_{пр.з}$ при изменении атмосферного давления вес самолета подбирается из условия $G_з = G_{пр.з} p/p_c$. Если при выполнении таких полетов скорости при отрыве самолета, на высоте условного препятствия и

при посадке отличались от заданных, то измеренные длины и времена пересчитываются к требуемым значениям скоростей, используя соотношения (6.24), (6.25), (6.31), (6.32), приведенные в разд. 6.3. По полученным значениям длин и времен подсчитывают их приведенные значения, а по частотам вращения роторов ТРД или по расходам топлива ТВД — величины $n_{пр}$ и $G_{т.пр}$. Затем строят зависимость любого из приведенных параметров $Z_{пр}$ от $n_{пр}$ или $G_{т.пр}$ (обозначим их $X_{пр}$) при параметре $G_{пр} = \text{const}$ (рис. 6.1). При построении сеток обобщенных характеристик посадки для самолетов, на которых не предусмотрено использование реверса тяги, $Z_{пр}$ рассматривают как функцию $G_{пр}$, так как посадки выполняют на режимах работы с минимальной тягой, отливом которой при изменении условий полета ($n_{пр}$ или $G_{т.пр}$) можно пренебречь.

По сеткам обобщенных характеристик взлета и посадки оценивают взлетные и посадочные свойства самолета в любых атмосферных и эксплуатационных условиях полета. Задаваясь массой самолета, атмосферным давлением и температурой воздуха, подсчитывают $G_{пр.з} = g_{т.з} p_c/p_з$ и $X_{пр.з}$. По этим параметрам из сеток рис. 6.1 находим $Z_{пр.з}$ и затем $Z_з = Z_{пр.з}/\Phi$, где $\Phi = T_c/T_з$ — для пути, $\Phi = \sqrt{T_c/T_з}$ — для времени и скорости, $\Phi = 1$ для перегрузки.

Для самолетов с ТВД, у которых влияние $n_{пр}$ на $P_{пр}$ является заметным, полученные по таким сеткам параметры ВПХ исправляют на отличие заданных приведенных частот вращения роторов от фактических. Методы получения поправок для $V_{упр}$ изложены в разд. 4.5, а для $L_{пр}$ и $t_{пр}$ — в разд. 6.3.

Рассмотренный метод определения ВПХ требует выполнения значительного числа полетов для построения сеток обобщенных характеристик. Еще большее число полетов потребуются при применении его к самолетам с другими типами ГТД, что в общем случае исключает возможность его применения к таким самолетам. Другим недостатком этого метода является то, что ВПХ самолета на режиме работы ГТД с максимальной тягой могут быть получены только в случае, если температура наружного воздуха при испытаниях была ниже или равна стандартной.

Несмотря на указанные недостатки, в случае, если требуется получить материалы, необходимые для оценки соответствия пассажирских самолетов требованиям норм летной годности и для определения условий эксплуатации самолета, а также материалы для написания инструкции по эксплуатации, указанные методы будут наиболее эффективными. Если же их использовать не представляется возможным или ВПХ оцениваются по результатам одного эксперимента, то приведение материалов к заданным условиям осуществляется методом дифференциальных поправок.

6.3. ПРИВЕДЕНИЕ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТОВ К ЗАДАНЫМ УСЛОВИЯМ МЕТОДОМ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ ПОПРАВOK

Реализуемые в конкретных условиях ВПХ определяются не только режимом работы силовой установки, массой самолета, атмосферным давлением и температурой воздуха, но также уклоном и покрытием ВПП, направлением и скоростью ветра, приемами управления самолетом, оказывающими влияние на величину α , на эффективность использования тормозных средств и др. Поэтому получаемые в разных условиях параметры ВПХ приводятся к одним и тем же заданным условиям полета при неизменном характере покрытия ВПП и режиме работы ГТД. В качестве заданных стандартных условий обычно принимаются: отсутствие отклонений регулируемых параметров силовой установки от их номинальных значений, атмосферные давления $p_c = 101325$ Па и температура $T_c = 288,15$ К, отсутствие ветра, горизонтальность ВПП, регламентированные массы самолета при взлете и посадке, а также значения коэффициентов подъемной силы.

В ряде случаев (например, при написании инструкции по летной эксплуатации) ВПХ могут пересчитываться и на другие условия.

Приведение ВПХ к заданным атмосферным и эксплуатационным условиям целесообразно осуществлять в два приема. Сначала следует их приводить к регламентированным углам атаки и нулевым значениям скорости ветра, а характеристики разбега и пробега — также к нулевому углу наклона ВПП. Затем пересчитывают к заданным массе самолета, атмосферным условиям и номинальным значениям регулируемых параметров работы силовой установки. Приведение длины и времени пробега самолета к единой программе применения средств торможения, как правило, не производится. Возможный за счет этого случайный разброс их величин учитывается при назначении потребной длины ВПП.

6.3.1. ХАРАКТЕРИСТИКИ РАЗБЕГА И ПРОБЕГА

Приводят характеристики движения самолета по земле к регламентированным углам атаки, нулевым значениям скорости ветра и углам ВПП, руководствуясь следующими соображениями. Длина пути и время движения самолета по земле при взлете и посадке, измеренные в фактических условиях, равняются:

$$L_{\text{изм}} = \pm \frac{V_{\Pi}^2}{2g_T(n_x - \sin i)_L} \quad \text{и} \quad t_{\text{изм}} = \pm \frac{V_{\Pi}}{g_T(n_x - \sin i)_t},$$

где $(n_x - \sin i)_L$ и $(n_x - \sin i)_t$ соответствуют средним значениям подынтегральных функций $1/(n_x - \sin i)$ интегралов пути и времени:

$$L = \pm \frac{1}{2g_T} \int_0^{V_{\Pi}^2} \frac{dV_{\Pi}^2}{n_x - \sin i};$$

$$t = \pm \frac{1}{g_T} \int_0^{V_{\Pi}} \frac{dV_{\Pi}}{n_X - \sin i};$$

знак "+" относится к разбегу, а знак "-" — к пробегу. При движении самолета по горизонтальной плоскости в тех же атмосферных и эксплуатационных условиях при выдерживании заданных скоростей отрыва или посадки (V_3), но при отсутствии ветра,

$$L = \pm \frac{V_3^2}{2g_T n_{XL}} \quad \text{и} \quad t = \pm \frac{V_3}{g_T n_{Xt}}.$$

Скорость V_3 в общем случае отличается от путевой скорости $V_{\Pi} = V + W_X$ в результате влияния ветра и разности между выдержанной летчиком воздушной скоростью V и скоростью V_3 .

Из сравнения приведенных уравнений следует, что пересчет к заданным значениям скоростей отрыва или посадки и к нулевым величинам скорости ветра и угла наклона ВПП длины и времени разбега или пробега следует производить по формулам:

$$L = L_{\text{изм}} \left(\frac{V_3}{V_{\Pi}} \right)^2 \frac{(n_X - \sin i)_L}{n_{XL}}; \quad (6.24)$$

$$t = t_{\text{изм}} \frac{V_3}{V_{\Pi}} \frac{(n_X - \sin i)_t}{n_{Xt}}, \quad (6.25)$$

в которых для разбега

$$\frac{V_3}{V_{\Pi}} = \frac{V_{\text{отр.з}}}{V_{\text{отр.п}}},$$

а для пробега

$$\frac{V_3}{V_{\Pi}} = \frac{V_{\text{пос.з}}}{V_{\text{пос.п}}}.$$

Величины разностей между n_X и $\sin i$ получаются по материалам фактических взлетов или посадок как отношения:

$$\text{для длины } (n_X - \sin i)_L = \pm \frac{V_{\Pi}^2}{2g_T L_{\text{изм}}};$$

$$\text{для времени } (n_X - \sin i)_t = \pm \frac{V_{\Pi}}{g_T t_{\text{изм}}}.$$

Величины тангенциальных перегрузок n_{XL} и n_{Xt} в уравнениях (6.24) и (6.25), строго говоря, не равны перегрузкам, фигурирующим в последних разностях. Однако на практике отличия между ними настолько малы, что в целях приведения с ними можно не считаться и принимать

$$n_{XL} = (n_X - \sin i)_L - \sin i_L \quad \text{и} \quad n_{Xt} = (n_X - \sin i)_t - \sin i_t.$$

Дальнейшее приведение характеристик движения самолета по ВПП выполняют при сохранении неизменным α в условиях безветрия и горизонтальности ВПП, используя формулы

$$L_3 = L \frac{T_3}{T} \left(1 + \frac{\delta L_{\text{пр}}}{L_{\text{пр}}} \right) \left(1 + \frac{\delta n_X}{n_{XL}} \right)^{-1} \left(1 + \frac{\delta G_{\text{пр}}}{G_{\text{пр}}} \right); \quad (6.26)$$

6.3.2. ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУШНЫХ УЧАСТКОВ ВЗЛЕТНОЙ И ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИЙ

Формулы приведения характеристик воздушных участков к заданным углам атаки и нулевым значениям скорости ветра получаются при сопоставлении уравнений (6.4), (6.5), (6.10) и (6.11), записанных для заданных скоростей полета в характерных точках траектории полета в условиях безветрия и для путевых скоростей полета в этих точках при наличии ветра.

Тогда получим

$$L = L_{\text{изм}} \frac{V_{h3}^2 - V_3^2 + 2g_T h}{V_{hп}^2 - V_{п}^2 + 2g_T h}; \quad (6.31)$$

$$t = t_{\text{изм}} \frac{V_{п}}{V_3} \frac{V_{h3}^2 - V_3^2 + 2g_T h}{V_{hп}^2 - V_{п}^2 + 2g_T h}. \quad (6.32)$$

Скорости V_{h3} , $V_{\text{отр.з}}$ или $V_{\text{пос.з}}$ могут отличаться от $V_{hп}$, $V_{\text{отр.п}}$ или $V_{\text{пос.п}}$ как из-за наличия ветра, так и из-за отличия фактических α от заданных.

Приведение длин воздушных участков и времени пролета их к заданным значениям $G_{\text{пр.з}}$ и факторов, определяющих тягу силовой установки, осуществляется при неизменных углах α и отсутствии ветра. Из соотношений (6.4), (6.10) и (6.12) следует, что для приведения длин можно использовать формулу (6.26), если подставлять в нее поправку

$$\delta L_{\text{пр}} = \frac{b}{a n_x L} (\delta G_{\text{пр}} - \delta P_{\text{упр}}) + \frac{\delta h_{\text{пр}}}{n_x L},$$

где $a = g_T \rho c_{y3} S$; $b = c_{y3} / c_{yh} - 1$; $c_{y3} = c_{y\text{отр.з}}$ или $c_{y3} = c_{y\text{пос.з}}$.

Если использовать уравнения (6.5), (6.11) и (6.12) в заданных и фактических условиях полета, то из них для приведения времени полета самолета на воздушных участках взлетной и посадочной траекторий получается следующая общая формула:

$$t_3 = t \sqrt{\frac{T_3}{T}} \left(1 + \frac{\delta t_{\text{пр}}}{t_{\text{пр}}}\right) \left(1 + \frac{\delta n_x}{n_x t}\right)^{-1} \left(1 + 0,5 \frac{\delta G_{\text{пр}} + \delta P_{\text{упр}}}{G_{\text{пр}}}\right), \quad (6.33)$$

$$\text{где } \delta t_{\text{пр}} = \frac{b(\delta G_{\text{пр}} - \delta P_{\text{упр}})}{a(n_x V_{\text{пр}})_t} + \frac{\delta h_{\text{пр}}}{(n_x V_{\text{пр}})_t}.$$

При выводе формул приведения L и t на воздушных участках принято, что на взлете $\delta P_{\text{упр}} = \delta P_{\text{упр.отр}} = \delta P_{\text{упр.п}}$, а на посадке $\delta P_{\text{упр}} = \delta P_{\text{упр.пос}} = \delta P_{\text{упр.п}}$. Величина поправки к тангенциальной перегрузке должна подсчитываться по формуле

$$\delta n_x = \sum \frac{\partial n_x}{\partial x_i} \delta x_i = \frac{\cos \alpha c}{G_{\text{пр}}} \sum \frac{\partial P_{\text{пр}}}{\partial x_i} \delta x_i.$$

Если заход на посадку в любых условиях осуществляется с постоянным углом наклона траектории, то n_x останется приблизительно одинаковой. Поэтому допустимо принимать $\delta n_x = 0$.

6.3.2. ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУШНЫХ УЧАСТКОВ ВЗЛЕТНОЙ И ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИЙ

Формулы приведения характеристик воздушных участков к заданным углам атаки и нулевым значениям скорости ветра получаются при сопоставлении уравнений (6.4), (6.5), (6.10) и (6.11), записанных для заданных скоростей полета в характерных точках траектории полета в условиях безветрия и для путевых скоростей полета в этих точках при наличии ветра.

Тогда получим

$$L = L_{\text{изм}} \frac{V_{h3}^2 - V_3^2 + 2g_T h}{V_{hп}^2 - V_{п}^2 + 2g_T h}; \quad (6.31)$$

$$t = t_{\text{изм}} \frac{V_{п}}{V_3} \frac{V_{h3}^2 - V_3^2 + 2g_T h}{V_{hп}^2 - V_{п}^2 + 2g_T h}. \quad (6.32)$$

Скорости V_{h3} , $V_{\text{отр.з}}$ или $V_{\text{пос.з}}$ могут отличаться от $V_{hп}$, $V_{\text{отр.п}}$ или $V_{\text{пос.п}}$ как из-за наличия ветра, так и из-за отличия фактических α от заданных.

Приведение длин воздушных участков и времени пролета их к заданным значениям $G_{\text{пр.з}}$ и факторов, определяющих тягу силовой установки, осуществляется при неизменных углах α и отсутствии ветра. Из соотношений (6.4), (6.10) и (6.12) следует, что для приведения длин можно использовать формулу (6.26), если подставлять в нее поправку

$$\delta L_{\text{пр}} = \frac{b}{a n_x L} (\delta G_{\text{пр}} - \delta P_{\text{упр}}) + \frac{\delta h_{\text{пр}}}{n_x L},$$

где $a = g_T \rho c_{y3} S$; $b = c_{y3} / c_{yh} - 1$; $c_{y3} = c_{y\text{отр.з}}$ или $c_{y3} = c_{y\text{пос.з}}$.

Если использовать уравнения (6.5), (6.11) и (6.12) в заданных и фактических условиях полета, то из них для приведения времени полета самолета на воздушных участках взлетной и посадочной траекторий получается следующая общая формула:

$$t_3 = t \sqrt{\frac{T_3}{T}} \left(1 + \frac{\delta t_{\text{пр}}}{t_{\text{пр}}}\right) \left(1 + \frac{\delta n_x}{n_x t}\right)^{-1} \left(1 + 0,5 \frac{\delta G_{\text{пр}} + \delta P_{\text{упр}}}{G_{\text{пр}}}\right), \quad (6.33)$$

$$\text{где } \delta t_{\text{пр}} = \frac{b(\delta G_{\text{пр}} - \delta P_{\text{упр}})}{a(n_x V_{\text{пр}})_t} + \frac{\delta h_{\text{пр}}}{(n_x V_{\text{пр}})_t}.$$

При выводе формул приведения L и t на воздушных участках принято, что на взлете $\delta P_{\text{упр}} = \delta P_{\text{упр.отр}} = \delta P_{\text{упр}h}$, а на посадке $\delta P_{\text{упр}} = \delta P_{\text{упр.пос}} = \delta P_{\text{упр}h}$. Величина поправки к тангенциальной перегрузке должна подсчитываться по формуле

$$\delta n_x = \sum \frac{\partial n_x}{\partial x_i} \delta x_i = \frac{\cos \alpha c}{G_{\text{пр}}} \sum \frac{\partial P_{\text{пр}}}{\partial x_i} \delta x_i.$$

Если заход на посадку в любых условиях осуществляется с постоянным углом наклона траектории, то n_x останется приблизительно одинаковой. Поэтому допустимо принимать $\delta n_x = 0$.

6.4. ПРЕРВАННЫЙ И ПРОДОЛЖЕННЫЙ ВЗЛЕТЫ САМОЛЕТА ПРИ ОТКАЗЕ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Особым случаем при испытаниях самолетов, имеющих несколько двигателей, является определение характеристик взлета при отказе одного, так называемого критического двигателя, прекращение работы которого приводит к наиболее неблагоприятным изменениям энергетических и моментных характеристик самолета. После отказа двигателя взлет может быть прерван или продолжен. При непрерывном взлете летчик через некоторое время, определяемое временем его реакции, использует все средства торможения самолета для полной его остановки. Проходимое расстояние по ВПП от места старта до места остановки самолета называется дистанцией прерванного взлета. Если после отказа двигателя взлет не был прекращен, то он именуется продолженным, а расстояние по горизонтали, проходимое самолетом от места старта до высоты условного препятствия, называется дистанцией продолженного взлета. Для обеспечения безопасности полета самолета после отрыва требуется иметь определенный избыток тяги [17].

В одних и тех же атмосферных и эксплуатационных условиях длины дистанций прерванного и продолженного взлетов зависят от скорости $V_{отк}$, на которой отказал двигатель (а прерванного — также и от скорости V_p , на которой проявляется реакция летчика и принимаются меры, направленные на прекращение взлета). Для каждого самолета при заданном режиме работы ГТД существует критическая скорость $V_{кр}$, при отказе на которой двигателя длина прерванного взлета $L_{пр.р}$ становится равной длине разбега L_p при продолженном взлете (рис. 6.2). Поэтому при обнаружении отказа на скоростях $V_p < V_{кр}$ взлет должен быть прекращен, а на скоростях $V_p > V_{кр}$ — продолжен. Если $V_p = V_{кр}$, то взлет можно и продолжить и прекращать, при этом $L_p = L_{пр.р} = L_{кр}$.

При продолженном взлете приведенная длина разбега самолета представляет сумму длин участков $L_{пр.р.1}$ (от старта до скорости $V_{пр.отк}$) и $L_{пр.р.2}$ (от $V_{пр.отк}$ до скорости отрыва $V_{отр}$), то есть

$$L_{пр.р} = L_{пр.р.1} + L_{пр.р.2}, \quad (6.34)$$

$$\text{где } L_{пр.р.1} = \frac{V_{пр.отк}^2}{2g_T n_{xL1}} \text{ и}$$

$$L_{пр.р.2} = \frac{V_{отр}^2 - V_{пр.отк}^2}{2g_T n_{xL2}}$$

а n_{xL1} и n_{xL2} — тангенциальные

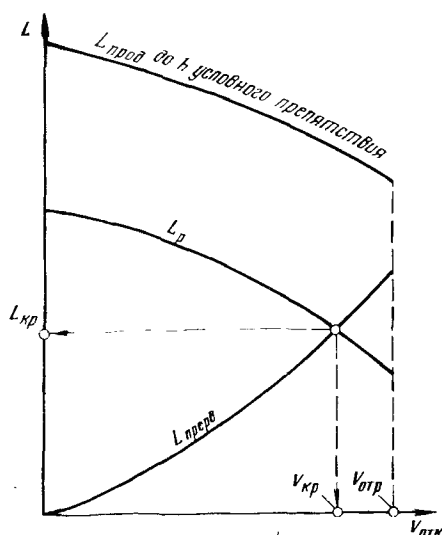


Рис. 6.2. Продолженный и прерванный взлеты самолета при отказе двигателя

перегрузки, соответствующие средним значениям функций $1/n_x = f(V_{\text{пр}}^2)$ в интегралах пути для первого и второго участков.

Приведенная длина дистанции прерванного взлета самолета состоит из длин следующих участков: разбега $L_{\text{пр.р1}}$ до скорости $V_{\text{пр.отк}}$; разбега $L'_{\text{пр.р2}}$ от $V_{\text{пр.отк}}$ до $V_{\text{пр.р}}$ и торможения $L_{\text{пр.т}}$ до $V_{\text{пр}} = 0$, то есть

$$L_{\text{пр.прерв}} = L_{\text{пр.р1}} + L'_{\text{пр.р2}} + L_{\text{пр.т}}, \quad (6.35)$$

где

$$L'_{\text{пр.р2}} = \frac{V_{\text{пр.р}}^2 - V_{\text{пр.отк}}^2}{2g_T n'_{xL2}} \approx (V_{\text{пр.отк}} + \frac{g_T n'_{xL2}}{2} t_{\text{пр.реак}}) t_{\text{пр.реак}};$$

$$L_{\text{пр.т}} = - \frac{V_{\text{пр.р}}^2}{2g_T n_{xLT}};$$

n_{xLT} — перегрузка для среднего значения величины $1/n_x$ в интеграле пути на участке торможения; $t_{\text{пр.реак}}$ — приведенное время реакции летчика.

Таким образом, зависимости $L_{\text{р}}$ и $L_{\text{прерв}}$ от V (см. рис. 6.2) могут быть построены, если имеются материалы, позволяющие определять слагаемые уравнений (6.34) и (6.35). При получении таких материалов из летных испытаний целесообразно воспользоваться положениями теории подобия, из которых следует, что для фиксированного режима и условий работы ГТД приведенные длины разбега от $V = 0$ и тормозного пути до $V = 0$ являются функциями $L_{\text{пр}i} = f(V_{\text{пр}}, G_{\text{пр}}, \lambda)$, где $V_{\text{пр}}$ — конечная скорость разгона или начальная скорость торможения. Влияние $G_{\text{пр}}$ на $L_{\text{пр}i}$ можно учесть расчетным путем, поэтому при испытаниях достаточно определить зависимость $L_{\text{пр}i}$ от $V_{\text{пр}}$ и λ только для одного $G_{\text{пр}}$, равного $G_{\text{взл}}$ при $p = p_c$.

Изменение $L_{\text{пр.р1}}$ в зависимости от конечной скорости разбега (рис. 6.3) получается из материалов взлетов без отказавшего двигателя, выполненных при разных λ , под каждым из которых понимается совокупность режима и условий работы ГТД (см. разд. 2.1.2), после приведения их к одному $G_{\text{пр}}$. Изменение $L_{\text{пр.р2}}$ в зависимости от этой скорости (рис. 6.4) находят по результатам разбегов самолета с одним остановленным двигателем. Если можно не считаться с влиянием разности лобовых сопротивлений на $n_x L$ при разбегах как со всеми работающими двигателями, так и с одним остановленным двигателем, то $L_{\text{пр.р2}} \approx L_{\text{пр.р}} n / (n - 1)$, где n — число всех двигателей.

Зависимость $L_{\text{пр.т}}$ от скорости $V_{\text{пр.р}}$ (рис. 6.5) получается по материалам пробегов при торможении самолета с одним остановленным двигателем и работе остальных на режиме, соответствующем максимальному значению $|n_{xm}|$. Однако, если влияние на $L_{\text{т}}$ разности тяг работающего на таком режиме двигателя и остановленного двигателя мало, то для построения зависимости $L_{\text{пр.т}}$ от $V_{\text{пр.р}}$ допустимо использовать материал пробегов со всеми работающими двигателями.

Используя зависимости $L_{\text{пр}i}$ от $V_{\text{пр}}$, длины $L_{\text{пр.р}}$ и $L_{\text{пр.прерв}}$ определяются следующим образом. Задавая скорость $V_{\text{отк.з}}$ и температурой T_3 , подсчитывают $V_{\text{пр.отк.з}} = V_{\text{отк.з}} \sqrt{T_c / T_3}$ и из рис. 6.3 определяют $L_{\text{пр.р1}}$ для требуемого параметра λ_3 (например, для $n_{\text{пр.з}}$ или $n_{\text{пр.з}}$ и

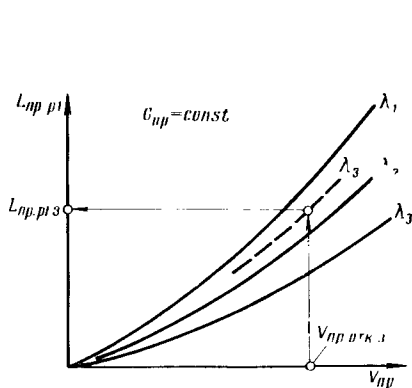


Рис.6.3. Определение приведенной длины разбега самолета до отказа двигателя

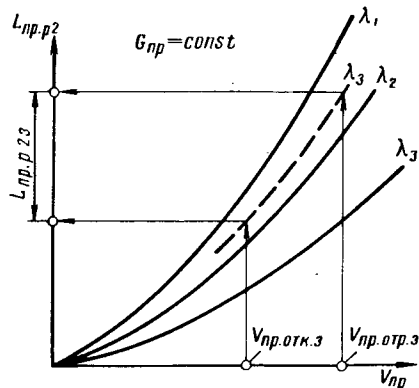
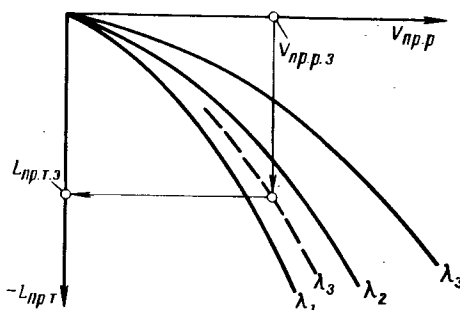


Рис.6.4. Определение приведенной длины разбега после отказа двигателя до скорости отрыва

Рис.6.5. Определение приведенной длины тормозного пути после отказа двигателя

$a_{р.у.д.з}$ для самолетов с ТРД и $G_{т.пр.з}$ и $n_{пр.з}$ для самолетов с ТВД). Затем по $V_{пр.отр.з}$ из рис. 6.4 получают $L_{пр.р2}$ как разность длин разбега от $V=0$ до $V_{пр.отр.з}$ и от $V=0$ до $V_{пр.отк.з}$. Сумма $L_{пр.р1}$ и



$L_{пр.р2}$ является длиной продолженного разбега. Если $G_{пр.з}$ отличается от $G_{пр1}$ и $G_{пр2}$, для которых построены зависимости рис. 6.3 и 6.4, то полученные $L_{пр.р1}$ и $L_{пр.р2}$ должны быть исправлены на эти отличия. В этом случае

$$L_{р.з} = G_{пр.з} \frac{T_3}{T_c} \left[\left(1 + \frac{\delta n_x}{n_{xL1}} \right)^{-1} \frac{L_{пр.р1}}{G_{пр1}} + \left(1 + \frac{\delta n_x}{n_{xL2}} \right)^{-1} \frac{L_{пр.р2}}{G_{пр2}} \right],$$

$$\text{где } \delta n_x = -f_p \frac{G_{пр.з} - G_{кр}}{G_{пр}}.$$

Длина участка разбега самолета от скорости $V_{отк}$ до скорости V_p и скорость V_p вычисляются по формулам:

$$L_{р2} = (V_{отк} + \frac{g_T n'_{xL2}}{2} t_{реакц}) t_{реакц};$$

$$V_p = V_{отк} + g_T n'_{xL2} t_{реакц},$$

где можно принять $n'_{xL2} = n_{xL1}(n-1)/n$. Длина участка торможения $L_{пр.т}$ от $V_{пр.р}$ до $V_{пр} = 0$ определяется из рис. 6.5 по скорости $V_{пр.р.з}$. В случае, когда $G_{пр.з}$ не равняется $G_{пр1}$ и $G_{пр2}$, для которых получены зависимости рис. 6.3 и 6.5, то $L_{пр.р.з}$ приводится к $G_{пр.з}$ по формуле

$$L_{\text{прерв.з}} = G_{\text{пр.з}} \frac{T_3}{T} \left[\left(1 + \frac{\delta n_x}{n_{xL1}} \right)^{-1} \frac{L_{\text{пр.р1}}}{G_{\text{пр1}}} + \right. \\ \left. + \left(1 + \frac{\delta n_{xT}}{n_{xT}} \right)^{-1} \frac{L_{\text{пр.т}}}{G_{\text{пр.т}}} \right] + (V_{\text{отк}} + \frac{g_T n'_{xL2}}{2} t_{\text{реакц}}) t_{\text{реакц}},$$

$$\text{где } \delta n_{xT} = -f_T \frac{G_{\text{пр.з}} - G_{\text{пр}}}{G_{\text{пр}}}.$$

После подсчета $L_{\text{р.з}}$ и $L_{\text{прерв.з}}$ для ряда $V_{\text{отк}}$ строят зависимости, показанные на рис. 6.2, и определяют $V_{\text{кр}}$ и $L_{\text{кр}}$. Затем полученные зависимости уточняют по материалам небольшого числа контрольных продолженных и прерванных взлетов. Первые прерванные взлеты выполняют при имитации отказов двигателя на малых скоростях с последующим их увеличением до $V_{\text{отр}}$ или даже несколько больших. Снижение режима работы других двигателей до земного малого газа и торможение самолета должны осуществляться через время $t_{\text{реакц}}$ после выключения двигателя. Если не удастся выдержать прямолинейность движения самолета после остановки двигателя, то снижение режима работы других двигателей должно быть произведено раньше. Полеты по продолженным взлетам начинаются с имитации отказов двигателя в воздухе на скоростях, несколько превышающих или равных $V_{\text{отр}}$. Затем производят продолженные взлеты при выключении двигателя на земле с последующим уменьшением $V_{\text{отк}}$ до величины $V_{\text{кр}}$.

Материалы прерванных взлетов приводятся к условиям безветрия и горизонтальности ВПП, а продолженных — и к заданному $c_{y\text{отр}}$, используя приемы, рекомендованные в разд. 6.3.1. Приведение длин разбега и пробега самолета к заданным $G_{\text{пр}}$ и параметрам, определяющим тягу двигателей, осуществляют при сохранении неизменными $V_{\text{пр.отк}}$ и $V_{\text{пр.р}}$. Необходимые для этого формулы получаются таким же путем, как и для нормального взлета. При этом:

$$L_{\text{р.з}} = \frac{G_{\text{пр.з}}}{G_{\text{пр}}} \frac{T_3}{T} \left[\left(1 + \frac{\delta n_{xL1}}{n_{xL1}} \right)^{-1} L_{\text{р1}} + \right. \\ \left. + \left(1 + \frac{\delta n'_{xL2}}{n_{xL2}} \right)^{-1} \left(1 + \frac{\delta L_{\text{пр.р2}}}{L_{\text{пр.р2}}} \right) L_{\text{р2}} \right]$$

и

$$L_{\text{прерв.з}} = \frac{G_{\text{пр.з}}}{G_{\text{пр}}} \frac{T_3}{T} \left[\left(1 + \frac{\delta n_{xL1}}{n_{xL1}} \right)^{-1} L_{\text{р1}} + \right. \\ \left. + \left(1 + \frac{\delta n'_{xL2}}{n'_{xL2}} \right) L'_{\text{р2}} + \left(1 + \frac{\delta n_{xT}}{n_{xT}} \right)^{-1} L_T \right],$$

где δn_{xLi} подсчитывается по формулам (6.28) ... (6.30) с учетом числа работающих двигателей, а величина

$$\delta L_{\text{пр.р2}} = \frac{\delta G_{\text{пр}} - \delta P_{y\text{пр}}}{a n_{xL2}}.$$

Характеристики воздушного участка продолженного взлета приводятся к заданным условиям таким образом, как и характеристики нормального взлета, но с учетом того, что полет происходит с одним неработающим двигателем.

Полученные таким образом материалы позволяют уточнить построенные с использованием сеток обобщенных характеристик пробега и разбега зависимости L_p и $L_{\text{прерв}}$ от $V_{\text{отк}}$ или построить их заново и определить $V_{\text{кр}}$ и $L_{\text{кр}}$.

7. УЧЕТ ВЛИЯНИЯ ЧИСЛА Re И НЕПОЛНОТЫ СГОРАНИЯ ТОПЛИВА ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТОВ С ГТД

Изложенные в разд. 3, 4 и 5 методы определения летных характеристик самолетов с ГТД, базирующиеся на использовании сеток обобщенных характеристик, не учитывают возможных их изменений в зависимости от числа Re и полноты сгорания топлива в камерах.

Рост высоты полета сопровождается уменьшением чисел Re_i по газовому тракту силовой установки, при этом автомодельность течения в каналах ряда агрегатов нарушается, и гидравлические потери начинают изменяться в зависимости от числа Re_i . Особенно это влияние может проявляться на многоконтурных ТРД, у которых турбина низкого давления и вентилятор работают в области более низких плотностей, чем турбина и компрессор одноконтурных ТРД, а также на ТВД. В таких случаях при соблюдении геометрического подобия, подобия по числу M , приведенной частоте вращения роторов и приведенному расходу топлива для ТВД потребуется вводить поправки на отличие чисел Re_i . Поскольку при соблюдении указанных условий числа Re_i однозначно связаны с числом Re полета, то поправка подсчитывается на отличие чисел Re полета. На больших высотах может также проявиться зависимость c_x самолета от числа Re , что также потребует введения поправок в летные характеристики. Так как $Re = f(M, p, T)$, то такие поправки подсчитываются как поправка на разность между значениями M, p и T в заданных и фактических условиях.

С увеличением высоты полета при использовании форсированных режимов работы ТРД коэффициенты полноты сгорания топлива в камерах начинают изменяться в такой степени, что для ряда самолетов с ТРД требуется также вводить поправки на отличие этих коэффициентов, рассчитываемые как поправка на разность p и T .

Обусловленное указанными причинами влияние p и T на определяемую характеристику $Z_{\text{пр}}$ гораздо меньше влияния других факторов. Поэтому при определении летных характеристик следует использовать материалы, полученные в предположении, что такое влияние отсутствует, вводя затем поправку

$$\Delta Z_{\text{пр } p, T} = \frac{\partial Z_{\text{пр}}}{\partial p} (p_3 - p) + \frac{\partial Z_{\text{пр}}}{\partial T} (T_3 - T). \quad (7.1)$$

Чтобы иметь возможность рассчитывать поправку, необходимо для каждой кривой $Z_{\text{пр}} = f(X_{\text{пр}}, Y_{\text{пр}} \dots)$ сеток обобщенных характеристик указать p и T , при которых выполнялись полеты. Значения p_3 и T_3 определяются условиями решения задачи. Ими или задаются, или они подсчитываются. Например, для заданной массы самолета и $n_y = 1$ ищется зависимость Z от других параметров. Тогда атмосферное давление подсчитывается по формулам

$$p_3 = \frac{p_c}{n_{y\text{пр}}} \frac{g_{T,3} m_3}{g_c m_0}$$

или

$$p_3 = p_c \frac{g_{T,3} m_3}{g_c m_0}.$$

Если такие зависимости ищутся для заданных m_3 и $n_{y3} \neq 1$, то

$$p_3 = p_c \frac{n_{y3}}{n_{y\text{пр}}} \frac{g_{T,3} m_3}{g_c m_0}.$$

Температура T_3 при этом определяется условиями задачи, в частном случае, когда Z находится для стандартных условий, $T_3 = T_{\text{ст}}$.

Для самолетов, у которых зависимость между обобщенными параметрами полета описывается уравнением

$$Z_{\text{пр}} = f(n_{y\text{пр}}, \alpha_{p.y.d.}, T),$$

поправка $\delta Z_{\text{пр}}$ подсчитывается только на разность между заданным и фактическим давлениями. Такая же поправка вводится при приведении $Z_{\text{пр}}$ к заданным условиям методом эквивалентной высоты.

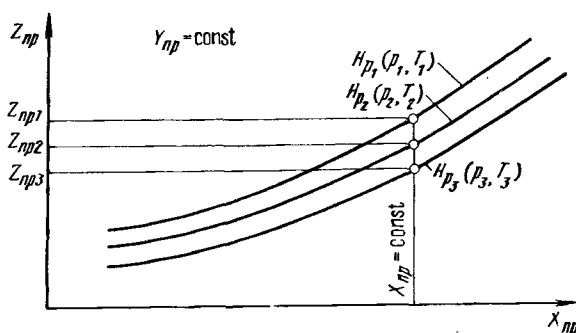


Рис. 7.1. Оценка влияния p и T на зависимость между $Z_{\text{пр}}$ и $X_{\text{пр}}$

Производные, необходимые для подсчета поправок, должны получаться по материалам летных испытаний. При этом требуется определить зависимость $Z_{\text{пр}}$ от одного из определяющих аргументов при постоянных значениях других в разных атмосферных условиях. Если такие зависимости не совпадают (рис. 7.1), то имеет место влияние давления и температуры

(или одного из этих параметров) на летные характеристики. Для разделения влияний p и T необходимо получить указанные зависимости на трех высотах. Тогда, аппроксимируя действительные зависимости $Z_{\text{пр}}$ от p и T линейными, для выбранных $X_{\text{пр}}$ и $Y_{\text{пр}}$, используя рис. 7.1, можно написать два уравнения.

$$Z_{\text{пр}1} - Z_{\text{пр}2} = \frac{\partial Z_{\text{пр}}}{\partial p} (p_1 - p_2) + \frac{\partial Z_{\text{пр}}}{\partial T} (T_1 - T_2); \quad (7.2)$$

$$Z_{\text{пр}1} - Z_{\text{пр}3} = \frac{\partial Z_{\text{пр}}}{\partial p} (p_1 - p_3) + \frac{\partial Z_{\text{пр}}}{\partial T} (T_1 - T_3). \quad (7.3)$$

Решив эти уравнения, можно подсчитать производные $\partial Z_{\text{пр}}/\partial p$ и $\partial Z_{\text{пр}}/\partial T$. Если зависимости $Z_{\text{пр}}$ от определяющих аргументов получены для большого числа высот, то производные следует подсчитывать, используя метод наименьших квадратов (разд. 2.5).

Диапазон высот при выполнении полетов для оценки влияния p и T целесообразно выбирать по возможности большим. Если этого не удастся достигнуть за счет изменения массы самолета, то полеты на разных высотах производятся, сохраняя неизменной $l_{\text{пр}}$. В стратосфере на высотах от 11 000 до 20 000 м температура T изменяется, как правило, мало. Поэтому, для оценки ее влияния на летные характеристики, полеты необходимо выполнять в разных климатических районах или в разные времена года.

Изложенные методы оценки влияния изменения числа Re и неполноты сгорания являются общими для всех летных характеристик самолетов с ГТД. Применительно к конкретным характеристикам самолета с заданным типом двигателя они будут несколько меняться.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Автоматизированная обработка результатов измерений при летных испытаниях / Ю. Е. Махонькин, З. А. Павлова, А. И. Фальков, В. И. Корачков. М.: Машиностроение, 1983. 112 с.
2. Ведров В. С., Тайц М. А. Летные испытания самолетов. М.: Оборонгиз, 1951. 484 с.
3. ГОСТ 3295–73. Таблицы гипсометрические для геопотенциальных высот до 50 000 м. Параметры. М.: Государственный комитет стандартов Совета Министров СССР, 1974. 76 с.
4. ГОСТ 4401–81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Государственный комитет СССР по стандартам, 1981. 180 с.
5. ГОСТ 5212–74. Таблица аэродинамическая. Динамическое давление и температура торможения воздуха для скорости от 10 до 4000 км/ч. Параметры. М.: Государственный комитет стандартов Совета Министров СССР, 1974. 240 с.
6. Знаменская А. М., Лимар П. С., Шведов В. П. Информационно-измерительные системы для летных испытаний самолетов и вертолетов. М.: Машиностроение, 1984. 152 с.
7. Калачев Г. С. Показатели маневренности, управляемости и устойчивости самолета. М.: Оборонгиз, 1958. 132 с.
8. Клячкин А. Л. Теория воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1969. 512 с.
9. Краснов Н. Ф. Аэродинамика. Ч.1. Основы теории. Аэродинамика профиля и крыла. М.: Высшая школа, 1980. 496 с.
10. Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полета. М.: Машиностроение, 1973. 616 с.
11. Летные испытания газотурбинных двигателей самолетов и вертолетов / Г. П. Долголенко, М. Д. Романов, В. В. Гатин и др. М.: Машиностроение, 1983. 112 с.
12. Литвинов Ю. А., Боровик В. О. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1979. 288 с.
13. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа. М–Л.: Госиздат технико-теоретической литературы, 1950. 676 с.
14. Задачи и структура летных испытаний самолетов и вертолетов / А. Д. Мионов, А. А. Лапин, Г. Щ. Меерович, Ю. И. Зайцев. М.: Машиностроение, 1982. 144 с.
15. Нечаев Ю. Н. Построение летных характеристик ТК ВРД и выбор рациональных способов их регулирования по данным стендовых испытаний. М.: Тр. ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1950. 49 с.
16. Нечаев Ю. Н., Федоров Р. М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1977, 1978. Ч.1, 312 с., Ч.2, 336 с.
17. Нормы летной годности гражданских самолетов СССР. 2-е изд. М.: "Межведомственная комиссия по нормам летной годности гражданских самолетов и вертолетов СССР", 1974. 344 с.
18. Остославский И. В. Аэродинамика самолета. М.: Оборонгиз, 1957. 560 с.
19. Остославский И. В., Стражева И. В. Динамика полета. Траектория летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1969. 500 с.
20. Павлов А. В. Аппаратура и методы измерений при летных испытаниях самолетов. М.: Машиностроение, 1967. 216 с.
21. Петушин А. Н. Измерение параметров газового потока (Приборы для измерения давления, температуры и скорости). М.: Машиностроение, 1974. 260 с.
22. Развитие авиационной науки и техники в СССР. Историко-технические очерки / Под ред. И. Ф. Образцова. М.: Наука, 1980. 496 с.
23. Реактивные двигатели / Под ред. О. Е. Ланкастера. М.: Воениздат, 1962. 668 с.
24. Седов Л. И. Методы теории и размерности в механике. 3-е изд. М.: Наука, 1979. 440 с.
25. Снешко Ю. И. Исследование в полете устойчивости и управляемости самолета. М.: Машиностроение, 1971. 328 с.
26. Сосунов В. А., Литвинов Ю. А. Неуставившиеся режимы работы авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1975. 216 с.

27. Тайц М. А. Расчет высотных характеристик турбокомпрессорного реактивного двигателя по данным стендовых испытаний. М.: Технические отчеты МАП, № 21, 1947. 58 с.
28. Тайц М. А. Теоретические основы методов определения летных характеристик самолетов. Применение теории подобия. М.: Машиностроение, 1983. 128 с.
29. Теория воздушно-реактивных двигателей / Под ред. С. М. Шляхтенко. М.: Машиностроение, 1975. 568 с.
30. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / Под ред. С. М. Шляхтенко и В. А. Сосунова. М.: Машиностроение, 1979. 432 с.
31. Теория реактивных двигателей. Рабочий процесс и характеристики / Под ред. Б. С. Стечкина. М.: Оборонгиз, 1958. 534 с.
32. Фабрикант Н. Я. Аэродинамика. Общий курс. М.: Наука, 1964. 814 с.
33. Bruma I. H. Evaluation of a method to extract performance data from dynamic manoeuvres for a jet transport aircraft. ICAS proceedings, 1978, v.1. p. 475 - 488.
34. Cheney H. K. Computer programs developed for analysis of IG-15 flight test STOL performance AIAA Paper 77-1215, p. 1 - 6.
35. Mulder I. A.. The measurement of performance stability and control characteristics of a high subsonic jet aircraft in nonsteady flight conditions employing light accuracy instrumentation techniques. Aeronautical Journal, 1977, N 26, p. 247 - 258.
36. W. J. G. Pinsker. The Effect of Variations in Local Gravity and of Aircraft Speed of the Effective Weight of Aircraft in High Performance Cruise. R. M. N 3680, 1972.
37. Schick F. D. An inexpensive electronic method for measuring take off and landing distance SAE. 770477, 1977, p. 1-9.
38. Tonkers H. L., Mulder T. A. New developments and accuracy limits of aircraft flight testing ALAA Paper, 1976, N 897.

СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие	3
Условные обозначения	4
1. Определение параметров движения самолета, работы силовой установки и состояния атмосферы	6
1.1. Параметры, измеряемые при определении летных характеристик самолета	6
1.2. Измерение скорости, высоты, давления и числа М полета	8
1.3. Физическая сущность аэродинамических поправок.	
Связь между поправками к скорости, давлению, высоте и числу М полета	10
1.4. Краткая характеристика методов определения аэродинамических поправок	15
1.4.1. Барометрические методы	15
1.4.2. Скоростные методы	17
1.4.3. Определение аэродинамических поправок при наличии потерь полного давления	19
1.5. Ошибки измерения давлений, вызванные запаздыванием	19
1.6. Измерение температуры наружного воздуха	21
1.7. Определение вертикальной скорости	23
1.8. Измерение перегрузки	25
1.9. Определение угла атаки	27
1.10. Измерение массы самолета	28
2. Обобщенные характеристики маневренности	28
2.1. Основные зависимости для обобщенных характеристик газотурбинных двигателей	28
2.1.1. Подобие установившихся режимов работы ГТД	28
2.1.2. Зависимости между обобщенными параметрами ГТД с разными законами регулирования	34
2.2. Обобщенные характеристики маневренности	38
2.3. Использование обобщенных характеристик маневренности при определении летных данных самолета	41

2.4. Определение обобщенных характеристик маневренности при летных испытаниях	46
2.5. Приведение обобщенных характеристик маневренности к заданным атмосферным и эксплуатационным условиям полета	47
2.6. Экспериментально-расчетный метод получения обобщенных характеристик маневренности	55
3. Приведение скоростных характеристик самолетов с турбореактивными двигателями к заданным условиям	60
3.1. Определение максимальной горизонтальной скорости в заданных условиях по сеткам обобщенных характеристик	60
3.1.1. Метод выражений	62
3.1.2. Метод приведенных частот вращения	66
3.2. Сокращенные методы определения горизонтальной скорости в заданных условиях полета	69
3.2.1. Метод эквивалентной высоты	69
3.2.2. Метод дифференциальных поправок	71
3.3. Определение теоретического потолка самолета по сеткам обобщенных характеристик горизонтального полета	75
3.4. Приведение максимальной вертикальной скорости и теоретического потолка к заданным условиям	77
3.5. Определение скоростных характеристик самолетов с турбореактивными двигателями методом ускорений	82
4. Приведение скоростных характеристик самолетов с турбовинтовыми двигателями к заданным условиям	84
4.1. Особенности определения летных характеристик самолетов с ТВД	84
4.2. Определение установившихся скоростей горизонтального полета по сеткам расходов топлива	88
4.3. Сокращенные методы определения скорости горизонтального полета в заданных условиях	96
4.3.1. Метод эквивалентной высоты	97
4.3.2. Метод дифференциальных поправок	98
4.4. Определение режимов скороподъемности и "потолка" самолета по сеткам расхода топлива горизонтального полета	101
4.5. Приведение вертикальной скорости к заданным условиям полета	104
4.6. Использование метода ускорений при определении скоростных характеристик самолетов с ТВД	109
5. Дальность и продолжительность полета самолетов с ГТД	111
5.1. Обобщенные характеристики дальности и продолжительности крейсерского полета. Дальность и продолжительность горизонтального полета	111
5.2. Приведение характеристик дальности и продолжительности к заданным условиям	117
5.3. Расходы топлива, дальность и продолжительность полета самолета при наборе высоты, планировании, разгоне и торможении	120
6. Взлетно-посадочные характеристики (ВПХ) самолетов с ГТД	126
6.1. Зависимости между обобщенными параметрами ВПХ. Подобие режимов движения самолета на взлете и посадке	126
6.2. Использование сеток обобщенных характеристик при оценке взлетно-посадочных свойств самолета	129
6.3. Приведение взлетно-посадочных характеристик самолетов к заданным условиям методом дифференциальных поправок	131
6.3.1. Характеристики разбега и пробега	131
6.3.2. Характеристики воздушных участков взлетной и посадочной дистанций	134
6.4. Прерванный и продолженный взлеты самолета при отказе одного двигателя	135
7. Учет влияния числа Re и неполноты сгорания топлива при определении летных характеристик самолетов с ГТД	139
Список литературы	142

Издательство "Машиностроение"
продолжит выпуск книг
справочной библиотеки
"Летные испытания
самолетов и вертолетов".
Тиражи книг серии
будут соответствовать собранным
предварительным заказам.

Заказы на эти издания
индивидуальные покупатели
оформляют на почтовых открытках,
учреждения и предприятия —
гарантийными письмами.
Библиотеки осуществляют заказы
через библиотечные коллекторы.

**В обычную продажу
книги серии не поступают!**

Заказы на книги
справочной библиотеки
принимаются специализированными
магазинами — опорными пунктами
издательства "Машиностроение",
а также всеми магазинами,
распространяющими
техническую литературу.

**Москва
Машиностроение**