
ВВЕДЕНИЕ

Цель расчетов — не числа, а понимание.

P. B. Хемминг

Практическая деятельность специалиста по эксплуатации летательных аппаратов и их силовых установок требует глубокого понимания физического содержания основных летно-технических характеристик летательных аппаратов и умения приближенно, часто качественно, оценить влияние на них конструктивных и эксплуатационных факторов, в том числе неисправностей систем, особенностей управления летательным аппаратом. Выполнение этих требований основывается на знании основных алгоритмов и умении выполнять элементарные расчеты летно-технических и пилотажных характеристик. Существенными являются требования по выполнению оценочных расчетов либо без применения сложной вычислительной техники, либо, наоборот, по самостоятельному созданию программных продуктов для электронно-вычислительных машин с применением хотя бы простых алгоритмов.

Решению задачи по подготовке студентов к выполнению изложенных выше требований и призвано способствовать настоящее учебное пособие.

Использование учебного пособия предполагает успешное освоение студентом теоретического курса дисциплины «Динамика полета». В пособии изложены алгоритмы расчета летно-технических и пилотажных характеристик с минимальным набором математических выкладок и предметных разъяснений. Такой подход к содержанию позволяет в краткой форме представить методики, алгоритмы расчета и рекомендации по их реализации достаточно широкого

круга характеристик самолета. В зависимости от поставленных задач студент имеет возможность сформировать необходимые решения.

Из нашего девиза «Цель расчетов — не числа, а понимание» следует, что человек, который должен этого понимания достигнуть, обязан знать, как происходит вычисление. Если он не понимает, что делается, то очень маловероятно, чтобы он извлек из вычислений что-нибудь ценное. Он видит голые цифры, но их истинное значение может оказаться скрытым в вычислениях.

P.B. Хемминг

РАСЧЕТ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА

1.1.

РАСЧЕТ И ПОСТРОЕНИЕ КРИВЫХ РАСПОЛАГАЕМЫХ И ПОТРЕБНЫХ ТЯГ ДЛЯ ПРЯМОЛИНЕЙНОГО ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА САМОЛЕТА

Кривые Н. Е. Жуковского (кривые располагаемых и потребных тяг для прямолинейного горизонтального полета самолета) представляют собой изображенные на одном графическом поле зависимости потребной для горизонтального прямолинейного полета с постоянной скоростью тяги $P_{\text{потр}}$ и располагаемой тяги силовой установки самолета $P_{\text{расп}}$ от скорости V или числа M полета. Кривые Н. Е. Жуковского строят для ряда заданных высот. Режим работы двигателей силовой установки обычно принимают максимально возможным (например, максимальным безфорсажным или максимальным форсированным).

В установившемся горизонтальном прямолинейном полете *потребная тяга* определяется выражением

$$\begin{aligned} P_{\text{потр}} &= X_{a_{\text{ГП}}} = X_{\text{инд}_{\text{ГП}}} + X_0 = c_{x_{a_{\text{ГП}}}} qS = \\ &= c_{x_{\text{инд}_{\text{ГП}}}} qS + (c_{x_0} + \Delta c_{x_{\text{подв}}}) qS. \end{aligned} \quad (1.1)$$

Здесь $X_{a_{\text{ГП}}}$, $c_{x_{a_{\text{ГП}}}}$ — сила лобового сопротивления и ее аэродинамический безразмерный коэффициент в горизонтальном прямолинейном полете; $X_{\text{инд}_{\text{ГП}}}$, $c_{x_{\text{инд}_{\text{ГП}}}}$ — сила индуктивного сопротивления и ее коэффициент в горизонтальном прямолинейном полете; X_0 , c_{x_0} — сила лобового сопротивления самолета при нулевой подъемной силе и ее коэффициент; $\Delta c_{x_{\text{подв}}}$ — приращение коэффициента сопротивления

за счет размещения грузов на узлах внешней подвески; q — величина скоростного напора набегающего потока, Па; S — характерная площадь крыла самолета, м^2 .

Приращение коэффициента сопротивления за счет размещения грузов на узлах внешней подвески самолета $\Delta c_{x_{\text{подв}}}$ определяется по данным специальной литературы с помощью графических зависимостей $\Delta c_{x_{\text{подв}}} = f(M)$ для разных вариантов установки грузов и систем подвески грузов на внешней подвеске.

Величина скоростного напора определяется выражением

$$q = \rho_H V^2 / 2$$

или

$$q = 0,7 p_H M^2, \quad (1.2)$$

где ρ_H , p_H — плотность и статическое давление воздуха на заданной высоте (определяется с помощью таблицы стандартной атмосферы, Приложение 1), $\text{кг}/\text{м}^3$, Па; V — воздушная скорость полета самолета, м/с; M — число M полета.

Коэффициент индуктивного сопротивления в горизонтальном полете $c_{x_{\text{индГП}}}$ определяется с помощью индуктивных поляр самолета $c_{x_{\text{инд}}} = f(c_{y_a}, M)$ или с помощью коэффициента отвала поляры $A = f(M)$:

$$c_{x_{\text{индГП}}} = A c_{y_{\text{агП}}}^2. \quad (1.3)$$

Здесь $c_{y_{\text{агП}}}$ — коэффициент подъемной силы самолета в горизонтальном полете.

В соответствии с условием равенства величин подъемной силы и силы веса самолета в горизонтальном полете

$$c_{y_{\text{агП}}} = \frac{mg}{qS}. \quad (1.4)$$

Здесь g — ускорение свободного падения, $\text{м}/\text{с}^2$; m — масса самолета, кг.

В приближенных расчетах часто допустимо (без учета действия подсасывающей силы) коэффициент отвала поляры A определять с помощью выражения

$$A = \frac{1}{c_y^\alpha},$$

где c_y^α — производная коэффициента подъемной силы по углу атаки, 1/рад.

Для ряда самолетов не удается раздельно определить составляющие силы лобового сопротивления X_0 и $X_{\text{инд}}$. Это связано с представлением аэродинамических характеристик самолета в справочной и специальной литературе. В этом случае с помощью поляр самолета по значению $c_{y_{\text{агп}}}$ сразу определяется коэффициент силы лобового сопротивления $c_{x_{\text{агп}}}$.

Расчет потребных тяг для заданной высоты полета целесообразно организовать в виде таблицы. Предлагается воспользоваться таблицей, подобной таблице 1.1.

Располагаемая тяга — это тяга силовой установки на заданных режимах полета и работы двигателей. В случае если все двигатели силовой установки работают на одинаковом режиме, тяга силовой установки определяется произведением количества двигателей силовой установки $n_{\text{дв}}$ на тягу одиночного двигателя $P_{\text{дв}}$:

$$P_{\text{расп}} = P_{\text{дв}} n_{\text{дв}}. \quad (1.5)$$

Таблица 1.1

**Расчет потребной
для прямолинейного горизонтального
полета с постоянной скоростью тяги
силовой установки**

$H = \underline{\hspace{2cm}}$ м					
$p_H = \underline{\hspace{2cm}}$ Па					
M					
$q = 0,7p_H M^2$, Па					
c_{x_0}					
$\Delta c_{x_{\text{подв}}}$					
$c_{y_{\text{агп}}} = \frac{mg}{qS}$					
$c_{x_{\text{инд}}}$					
$X_0 = (c_{x_0} + \Delta c_{\text{подв}})qS$, Н					
$X_{\text{инд}} = c_{x_{\text{инд}}} qS$, Н					
$P_{\text{потр}} = X_{\text{инд}} + X_0$, Н					

Величина тяги одиночного двигателя определяется с помощью высотно-скоростных характеристик двигателя для заданного режима его работы и условий полета (числа M и высоты полета H).

Величины располагаемых тяг для ряда высот полета целесообразно свести в таблицу, подобную таблице 1.2.

Таблица 1.2
**Расчет располагаемых тяг
силовой установки**

Показатели	$P_{расп}, \text{Н}$				
M					
$H = H_1, \text{ м}$					
$H = H_2, \text{ м}$					
$H = H_3, \text{ м}$					
$H = H_4, \text{ м}$					

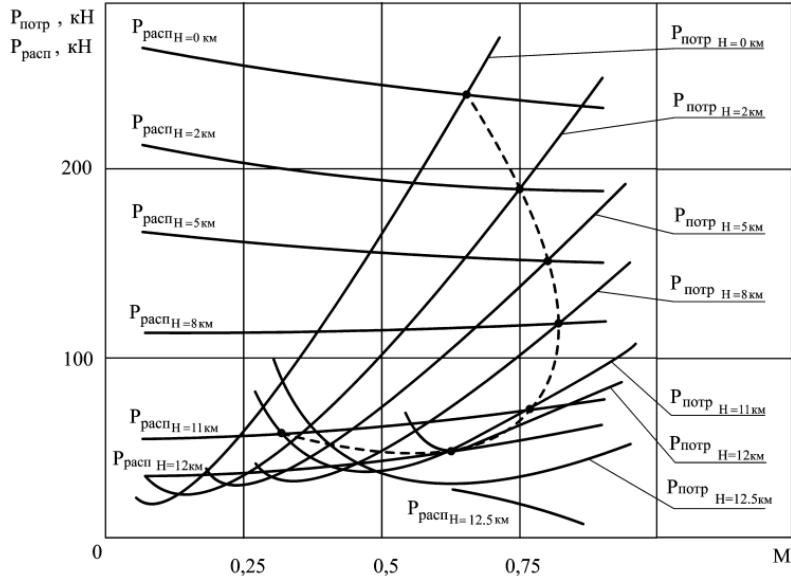


Рис. 1.1

Кривые Н.Е. Жуковского (кривые потребных и располагаемых тяг горизонтального прямолинейного полета) неманевренного дозвукового тяжелого самолета

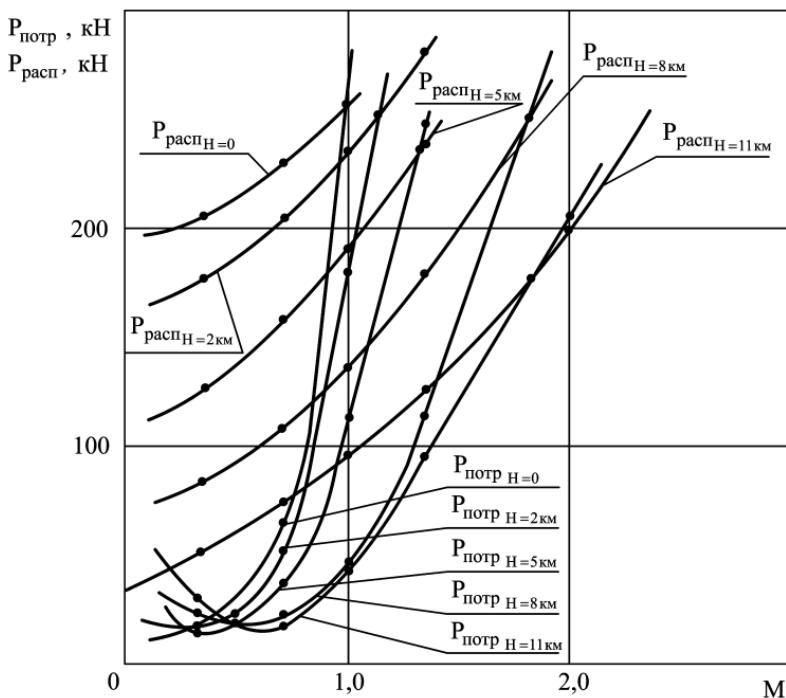


Рис. 1.2

Кривые Н. Е. Жуковского (кривые потребных и располагаемых тяг горизонтального прямолинейного полета) сверхзвукового маневренного самолета

Результаты расчетов необходимо оформить в виде графиков. Так, на рисунке 1.1 изображены типовые кривые Н. Е. Жуковского — типовые кривые для неманевренного дозвукового тяжелого самолета. На рисунке 1.2 представлены для скоростного (сверхзвукового маневренного самолета).

Представленные кривые позволяют построить границу теоретического диапазона высот горизонтального прямолинейного полета (рис. 1.3 и 1.4). Граница диапазона определяется точками пересечения кривых потребных и расположаемых тяг для ряда высот.

На высотах полета выше 11 000 м может быть использована следующая методика расчета границы теоретического диапазона высот и скоростей полета (линии статических потолков). Методика применима в случае возможности

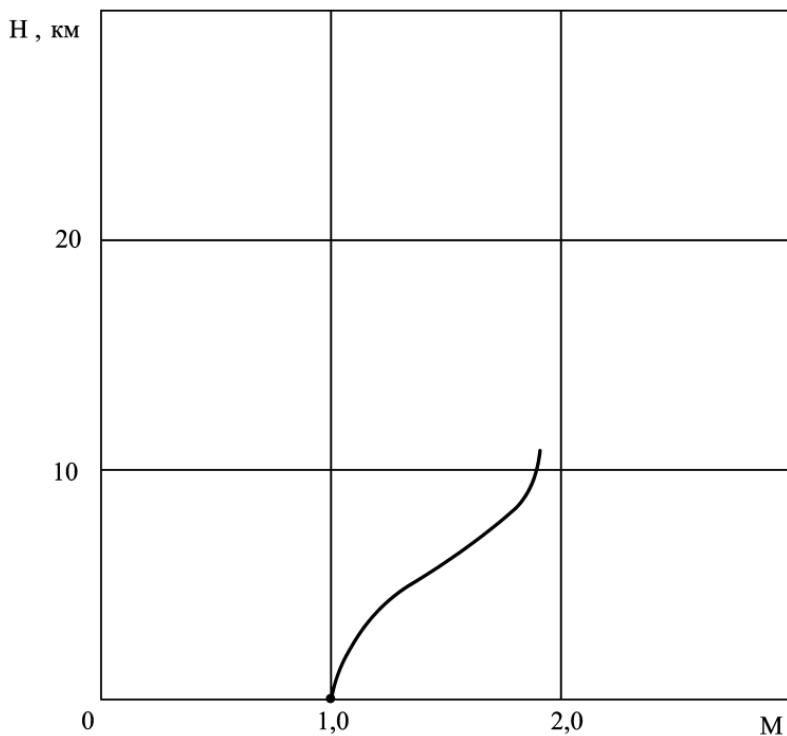


Рис. 1.3

Граница теоретического диапазона сверхзвукового маневренного самолета до высоты $H = 11$ км

разделения силы лобового сопротивления самолета на индуктивное и безиндуктивное составляющие сопротивления.

Высота статического потолка определяется равенством располагаемой и потребной для горизонтального прямолинейного установившегося полета тяг.

При использовании для расчетов данных таблицы стандартной атмосферы с целью упрощения расчета и построения линий статических потолков удобно воспользоваться следующим свойством турбореактивных двигателей. При постоянстве температуры воздуха на входе в двигатель тяга двигателя пропорциональна давлению воздуха. Эту зависимость можно выразить выражением

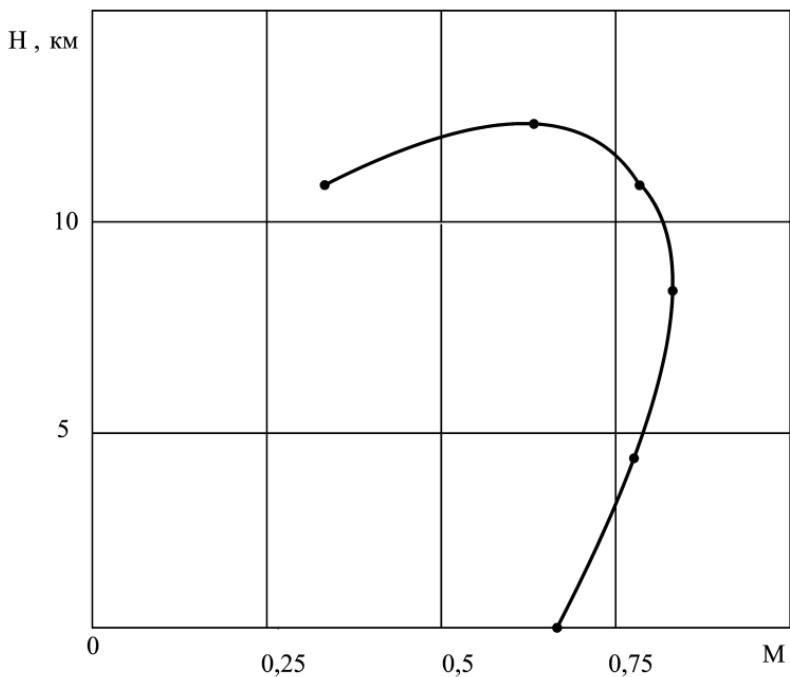


Рис. 1.4

Граница теоретического диапазона неманевренного дозвукового тяжелого самолета

$$P_{\text{дв}_H} = P_{\text{дв}_{11}} \frac{p_H}{p_{11}}. \quad (1.6)$$

Здесь $P_{\text{дв}_H}$, $P_{\text{дв}_{11}}$ — тяги турбореактивного двигателя на рассматриваемой высоте более 11 000 м и на высоте 11 000 м соответственно, Н; p_H , p_{11} — давление воздуха на рассматриваемой высоте более 11 000 м и на высоте 11 000 м соответственно, Па.

С учетом условия о равенстве потребной и располагаемой тяг самолета при постоянстве температуры воздуха на высотах более 11 000 м полета для расчета давления на высоте статического потолка $p_{H_{\text{сп}}}$ при неизменном числе M полета используется формула

$$p_{H_{\text{сп}}} = p_{11} \sqrt{\frac{X_{\text{инд}_{11}}}{P_{\text{расп}_{11}} - X_{0_{11}}}}. \quad (1.7)$$

Здесь p_{11} — статическое давление воздуха на высоте 11 000 м, Па; $P_{\text{расп}11}$ — располагаемая сила тяги силовой установки самолета на высоте 11 000 м при заданном числе M полета, Н; $X_{0_{11}}$, $X_{\text{инд}_{11}}$ — силы безындуктивного и индуктивного сопротивлений соответственно в горизонтальном прямолинейном установившемся полете на высоте 11 000 м с заданным числом M , Н.

Расчет линии статических потолков целесообразно выполнить в виде таблицы, аналогичной таблице 1.3. Часть данных таблицы, выделенных двойным обрамлением, представляет собой результаты предыдущих расчетов.

Расчет линии статических потолков позволяет изобразить полный вид теоретического диапазона высот и скоростей горизонтального прямолинейного полета (рис. 1.5). Здесь линией 1 обозначены границы диапазона, полученные с помощью кривых Н. Е. Жуковского, линией 2 — линия статических потолков.

Замечания

Методика расчета линии статических потолков с использованием выражения 1.7 применима только для турбореактивных (в том числе, двухконтурных) двигателей и только для высот, превышающих 11 000 м.

Таблица 1.3
Расчет линии статических потолков выше 11 000 м

M						
p_{11} , Па						
$X_{0_{11}}$, Н	Использовать данные таблицы 1.1 для высоты 11 000 м					
$X_{\text{инд}_{11}}$, Н	Использовать данные таблицы 1.1 для высоты 11 000 м					
$P_{\text{расп}11}$, Н	Использовать данные таблицы 1.2					
$p_{H_{\text{СП}}} = p_{11} \sqrt{\frac{X_{\text{инд}_{11}}}{P_{\text{расп}11} - X_{0_{11}}}}$, Па						
$H_{\text{СП}}$, м						

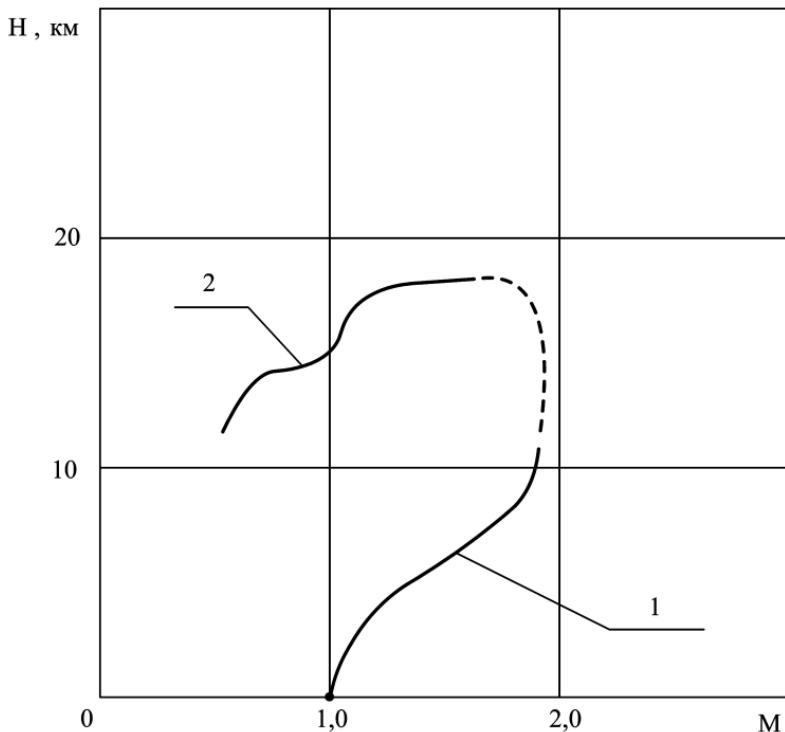


Рис. 1.5

Теоретический диапазон высот и скоростей горизонтального прямолинейного полета

Границы теоретического диапазона высот и скоростей полета до высоты 11 000 м и для больших высот рассчитываются из одного и того же условия равенства потребной и располагаемой тяг самолета. Это необходимо учитывать при графическом изображении теоретического диапазона высот и скоростей полета плавным соединением линий 1 и 2 при изображении границы диапазона (рис. 1.5).

Высота статического потолка $H_{\text{СП}}$ определяется с помощью международной стандартной атмосферы по значению давления на высоте статического потолка $p_{H_{\text{СП}}}$.

Методика, изложенная в настоящем пункте, применима только в случае возможности разделения лобового сопротивления самолета на индуктивную $X_{\text{инд}}$ и безындуктивную X_0 составляющие. В противном случае линия статических

потолков строится с помощью кривых Н. Е. Жуковского. Задается ряд высот выше 11 000 м до тех пор, пока линии потребной $P_{\text{потреб}}$ и располагаемой $P_{\text{расп}}$ тяг будут проходить лишь касаясь в одной точке или не пересекаясь между собой (в случае нестрогих требований к точности построения линии статических потолков).

Для ряда тяжелых неманевренных самолетов, как правило, транспортных и пассажирских, высота статического потолка определяется не равенством потребной для горизонтального полета с постоянной скоростью и располагаемой тяг, а величиной угла атаки в горизонтальном полете. Необходимость соблюдения равенства между подъемной силой и силой веса самолета требует увеличения угла атаки при увеличении высоты полета. Это обусловлено уменьшением величины атмосферного давления и, следовательно, скоростного напора при постоянном числе M полета. Из соображений безопасности полета устанавливается возможное приближение текущего угла атаки к значению допустимого или максимального угла атаки для рассматриваемого режима полета. При достижении указанного ограничения дальнейшее увеличение высоты полета с заданной массой самолета недопустимо, и высота полета является максимальной высотой горизонтального полета с постоянной скоростью (числом M полета).

1.2. ОГРАНИЧЕНИЯ МИНИМАЛЬНЫХ И МАКСИМАЛЬНЫХ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА. ПОСТРОЕНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННОГО ДИАПАЗОНА ВЫСОТ И СКОРОСТЕЙ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Эксплуатационный диапазон высот и скоростей горизонтального полета строится наложением на теоретический диапазон границ летных ограничений. В рамках учебного курса «Динамика полета» достаточно оценить численные значения основных летных ограничений:

- граница максимальных скоростей (чисел M) полета по прочности самолета или появлению недопустимых статических или динамических деформаций

- элементов планера, определяемая величиной максимально допустимого скоростного напора q_{\max} — V_{\max_q} , M_{\max_q} ;
- граница минимальных скоростей (чисел M) полета, определяемая величиной допустимого коэффициента подъемной силы $c_{y_{\min}}$ (угла атаки α_{\min}), — $V_{\min_{\text{доп}}}$, $M_{\min_{\text{доп}}}$;
 - граница максимально допустимого числа M полета (допустимых скоростей), определяемая для сверхзвуковых самолетов, как правило, величиной минимально допустимой степени путевой устойчивости, для дозвуковых — появлением неблагоприятных явлений, связанных с местными сверхзвуковыми областями обтекания и скачками уплотнения, — $M_{\max_{\text{доп}}}$.

Для расчета максимального числа M полета по величине максимально допустимого скоростного напора q_{\max} необходимо воспользоваться формулой

$$M_{\max_q} = \sqrt{\frac{q_{\max}}{0,7 p_H}}. \quad (1.8)$$

Здесь p_H — статическое давление воздуха на рассматриваемой высоте полета, Па.

Максимальный скоростной напор q_{\max} , как правило, определяется для каждого типа самолета данными специальной литературы.

Если для самолета задана максимальная приборная скорость полета у земли $V_{\text{ПР}_{\max}}$, то величина максимально допустимого скоростного напора q_{\max} определяется выражением

$$q_{\max} = \frac{\rho_{H=0} V_{\text{ПР}_{\max}}^2}{2}, \quad (1.9)$$

где $\rho_{H=0}$ — плотность воздуха на высоте $H = 0$ (у земли), $\text{кг}/\text{м}^3$.

Расчет целесообразно свести в таблицу, аналогичную таблице 1.4.

Граница минимально допустимой скорости по величине допустимого коэффициента подъемной силы $c_{y_{\min}}$

Таблица 1.4

Расчет максимального по величине допустимого скоростного напора числа M полета

$H, \text{ м}$				
$p_H, \text{ Па}$				
M_{\max_q}				

определяется через давление воздуха на высоте, соответствующей заданному минимально допустимому числу M полета $M_{\min_{\text{доп}}}$.

Методика расчета сводится к следующему. Назначается ряд чисел M . Эти значения принимаются как минимально допустимые $M_{\min_{\text{доп}}}$. Такой подход объясняется тем, что допустимый коэффициент подъемной силы $c_{y_{\text{доп}}}$ может существенно зависеть от числа M полета. Для каждого числа $M_{\min_{\text{доп}}}$ из условия равенства подъемной силы и силы веса самолета (условия горизонтального полета) определяется давление p_H . Это давление соответствует высоте полета, для которой рассмотренное число $M_{\min_{\text{доп}}}$ будет действительно минимально допустимым:

$$p_H = \frac{mg}{0,7M^2 c_{y_{\text{доп}}} S}. \quad (1.10)$$

Расчет предлагается свести в таблицу, аналогичную таблице 1.5.

В этой таблице барометрическая высота H определяется по величине статического давления p_H с помощью таблицы стандартной атмосферы (Приложение 1).

В летной эксплуатации минимальные скорость V и число M полета ограничиваются не условием достижения допустимых углов атаки $\alpha_{\text{доп}}$ и коэффициента подъемной силы $c_{y_{\text{доп}}}$, а такими углом атаки α и коэффициентом подъемной силы c_y , при которых самолет имеет возможность некоторого увеличения нормальной перегрузки n_y для совершения элементарного маневра или предотвращения превышения допустимых значений $\alpha_{\text{доп}}$ и $c_{y_{\text{доп}}}$ по причине воздействия атмосферной турбулентности. Такие минимальные скорости полета определяются через давление воздуха на высоте, соответствующей заданному минимально допустимому числу M полета $M_{\min_{\text{доп}}}$.

Таблица 1.5

Расчет границы минимально допустимого числа M полета

$M_{\min_{\text{доп}}}$				
$c_{y_{\text{доп}}}$				
$p_H, \text{ Па}$				
$H, \text{ м}$				

Конец ознакомительного фрагмента.

Приобрести книгу можно
в интернет-магазине
«Электронный универс»
e-Univers.ru