

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С. П. КОРОЛЕВА

А.Ф.БОЧКАРЕВ, В.Л.БАЛАКИН, В.М.ТУРАПИН

РАСЧЕТ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК, ПРОДОЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА

Учебное пособие
Издание четвертое, переработанное и дополненное

САМАРА 2001

УДК 629.7.015(0.75.8)

Расчет летных характеристик, продольной устойчивости и управляемости самолета: Учеб. пособие/ А. Ф. Бочкарев, В. Л. Балакин, В. М. Турапин / Самар. гос. аэрокосм. ун-т Самара, 2001 -80 с.

ISBN 5-7883-0045-2

Рассматривается методика расчета основных летных характеристик самолета, а также характеристик его продольной устойчивости и управляемости. Приведен числовой, аналитический и графический материал, необходимый для расчета. Четвертое издание данного пособия по сравнению с третьим существенно переработано на основе опыта использования его в учебном процессе. Отпущен второстепенный материал.

Пособие предназначено для студентов специальностей 130100 и 130300, выполняющих курсовое и дипломное проектирование.

Ил. 41. Табл. 12. Библиогр. - 9 назв.

Печатается по решению редакционно-издательского совета Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва

Рецензенты: проф., канд. техн. наук В.Г. Шахов,
канд. техн. наук В.Н. Климов

ISBN 5-7883-0045-2

© Самарский государственный
аэрокосмический университет,
2001

© А.Ф. Бочкарев,
В.Л. Балакин,
В.М. Турапин, 2001

1. Расчет летных характеристик самолета

К летным характеристикам самолета, которые рассчитываются в рамках курсового и дипломного проектирования, относятся: диапазон высот и скоростей установившегося горизонтального полета с учетом эксплуатационных ограничений; скороподъемность, теоретический и практический потолок; дальность и продолжительность полета; взлетные и посадочные характеристики.

Для маневренных самолетов дополнительно рассчитываются область динамических режимов полета и характерные маневры самолета в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

1.1 Исходные данные для расчета летных характеристик самолета

1. При расчете летных характеристик самолета предполагается, что схема самолета, его основные параметры, аэродинамические силовые характеристики и тип двигателя заданы.

2. В расчетах используются следующие значения основных параметров самолета: $m_{взл}$ - взлетная масса самолета при номинальной загрузке, m_t - масса топлива в основных баках, $m_{сб}$ - масса сбрасываемых грузов, S - площадь крыла.

3. Аэродинамические силовые характеристики задаются в виде поляр и зависимостей $C_d(\sigma)$ для полетной, взлетной и посадочной конфигураций самолета (рис. 1.1 - 1.3). Если эти характеристики неизвестны, то они могут быть рассчитаны по методикам, изложенным в [3,5] или на ЭВМ по программам для дозвуковых и сверхзвуковых самолетов [6].

4. Для самолетов с турбореактивными двигателями используются P_0 - суммарная располагаемая тяга двигателей на земле при $M = 0$ на максимально-продолжительном (номинальном) режиме их работы, $P_{0взл}$ - тяга двигателей на взлетном режиме, $C_{уд0}$ - удельный расход топлива двигателя на земле при $M = 0$ на номинальном режиме.

К характеристикам двигательной установки относятся также степень двухконтурности, высотно-скоростные (тяговые, расходные) и дроссельные характеристики. При отсутствии точных данных о конкретном двигателе можно пользоваться типовыми характеристиками (приложение 3).

5. При наличии форсажа используются также $P_{0ф}$ и $C_{удф}$ - тяга и удельный расход топлива при полном форсаже на земле в $M = 0$.

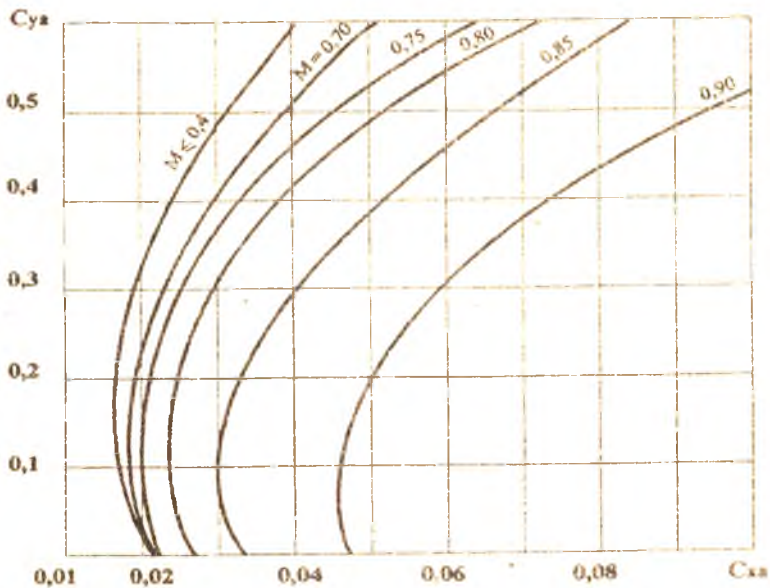


Рис. 1.1. Примерный вид семейства поляр дозвукового самолета

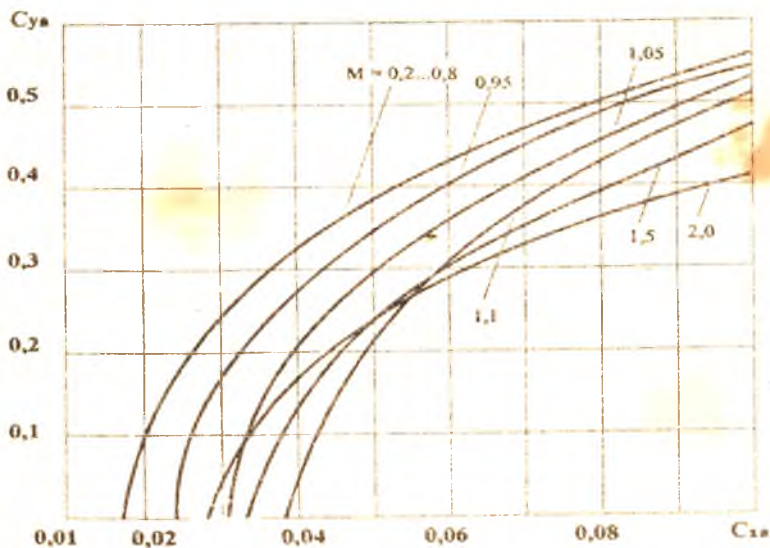


Рис. 1.2. Примерный вид семейства поляр сверхзвукового самолета

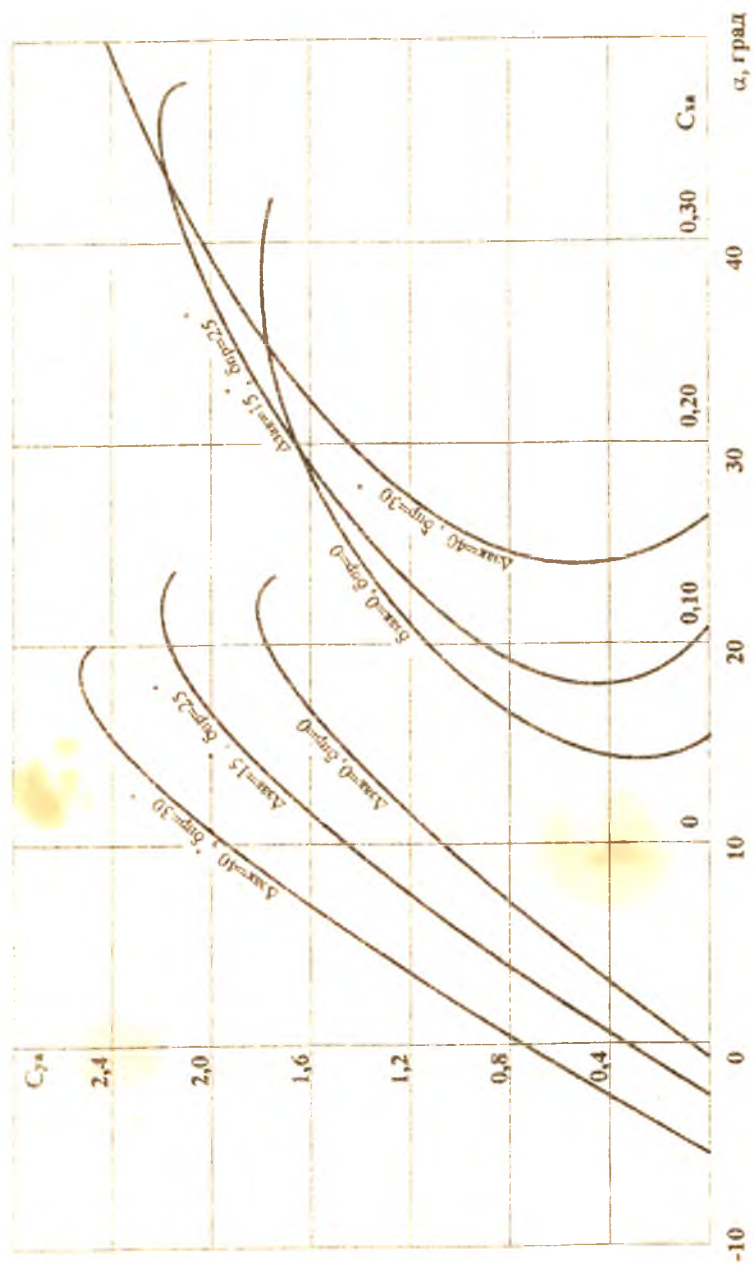


Рис. 1.3. Примерный вид докритической полетной, взлетной и посадочной поляр и зависимостей $C_{y*}(\alpha)$

6. Для самолетов с винтовыми двигателями используются номинальная мощность двигателя N_0 и удельный расход топлива $C_{эмв}$.

Условия полета на каждой высоте характеризуются параметрами воздуха, соответствующими стандартной атмосфере.

1.2. Расчет летных характеристик самолета с турбореактивными двигателями

1.2.1. Расчет диапазона высот и скоростей установившегося горизонтального полета упрощенным методом тяг

Для расчета диапазона высот и скоростей необходимо построить диаграммы потребных и располагаемых тяг для различных высот и скоростей (или чисел M) и нескольких значений полетной массы самолета. Ограничиваемся расчетом для средней полетной массы

$$m_{cp} = m_{эв} - \frac{m_T}{2} - \frac{m_{сб}}{2},$$

которую в дальнейшем будем обозначать через m

Задаются несколько расчетных высот от нуля до предполагаемого теоретического потолка. Обязательно включаются предполагаемая крейсерская высота полета ($H_{кр}$) и высота тропопаузы ($H = 11000$ м). Можно рекомендовать следующие высоты (в метрах)

для дозвукового самолета: 0, 2000, 4000, 8000, 11000, 13000,

для сверхзвукового самолета: 0, 3000, 6000, 9000, 11000, 15000, 18000

Задаются значения чисел Маха от M_{min} до максимальной величины M , для которой определена летная поляра самолета.

Минимальное число Маха установившегося горизонтального полета определяется по формуле

$$M_{min} = \sqrt{\frac{mg}{S q_0 C_{y0max}}},$$

где $q_0 = 0,5 \rho a^2$ - скоростной напор, который соответствует скорости звука на рассматриваемой высоте и определяется по таблице стандартной атмосферы (приложение 1)

Для каждой высоты и различных чисел M определяются потребные P_0 и располагаемые P_p тяги:

$$P_{II} = \frac{mg}{k}, \quad P_p = P_0 \xi(H, M).$$

Значения $\xi(H, M)$ определяются по высотно-скоростным характеристикам двигателя.

Для большей точности построения диаграммы потребных тяг следует определить минимальную для всех высот потребную тягу в области докритических чисел M .

$$P_{\sigma \min} = \frac{mg}{k_{\max}},$$

где k_{\max} - максимальное аэродинамическое качество, определяемое по докритической поларе самолета

Максимальному качеству соответствует наимыгоднейшая скорость полета V_{\min} или соответственно M_{\min} .

$$M_{\min} = \sqrt{\frac{mg}{S \rho_0 C_{\text{лифт}}}},$$

где $C_{\text{лифт}}$ - коэффициент аэродинамической подъемной силы при наимыгоднейшем угле атаки.

На больших высотах минимальные скорости (или числа M_{\min}) определяются в левых точках пересечения кривых потребных и располагаемых тяг, а наимыгоднейшие скорости (или числа M_{\min}) определяются по кривым потребных тяг при $P_{\sigma \min}$.

Для каждой высоты полета расчет потребных и располагаемых тяг удобно вести по схеме, приведенной в табл. 1.1

Таблица 1.1

Расчет потребной и располагаемой тяг

$H = \dots$ м, $q_a = \dots$ Н/м ² , $a = \dots$ м/с, $\Delta = \dots$						
M	Рекомендуемые числа Маха	M_1	M_2	M_3	M_4	M_5
	Для дозвукового самолета $M_{\text{мин}}, M_{\text{вх}}, 0,2$ (или $0,3$), $0,5$; $0,6$, $M_{\text{кр}}$, далее закритические числа M , для которых заданы поляры самолета Для сверхзвукового самолета $M_{\text{мин}}, M_{\text{вх}}, 0,3, 0,5, 0,7$, $M_{\text{кр}}$; далее закритические числа M , для которых заданы поляры самолета					
V , м/с	$V = Ma$					
$C_{yа}$	$C_{yа} = \frac{mg}{Sq_a M^2}$					
C_{xa}	$C_{xa} = f(C_{yа}, M)$ – по семейству поляр					
k	$k = C_{yа} / C_{xa}$					
$P_{н}$, Н	$P_{н} = \frac{mg}{k}$					
$P_{р}$, Н	$P_{р} = P_0 \xi(H, M)$					

По результатам расчета строятся кривые потребных и располагаемых тяг для выбранных высот полета (в координатах (P, V) для дозвуковых (рис.1.4) и (P, M) – для сверхзвуковых самолетов (рис. 1.5)).

В точках пересечения располагаемых и потребных тяг определяются значения максимальных скоростей V_{max} или чисел M_{max} установившегося горизонтального полета

Далее определяются эксплуатационные ограничения скорости, обусловленные:

а) предельно допустимым значением угла атаки $\alpha_{\text{доп}}$ или $C_{y\text{доп}}$. (можно принять $C_{y\text{доп}} = 0,85 C_{y\text{max}}$)

$$M_{\text{миндоп}} = \sqrt{\frac{mg}{Sq_a C_{y\text{доп}}}}, \quad V_{\text{миндоп}} = M_{\text{миндоп}} a$$

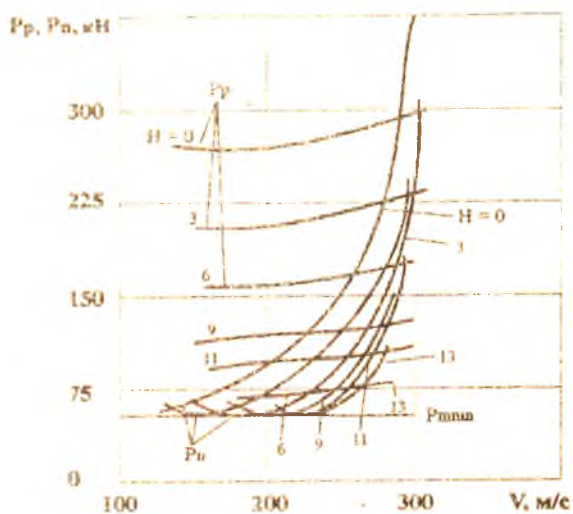


Рис. 1.4 Примерный вид диаграммы потребных и располагаемых тяг дозвукового самолета с ТРД ($m = 80000 \text{ кг}$)

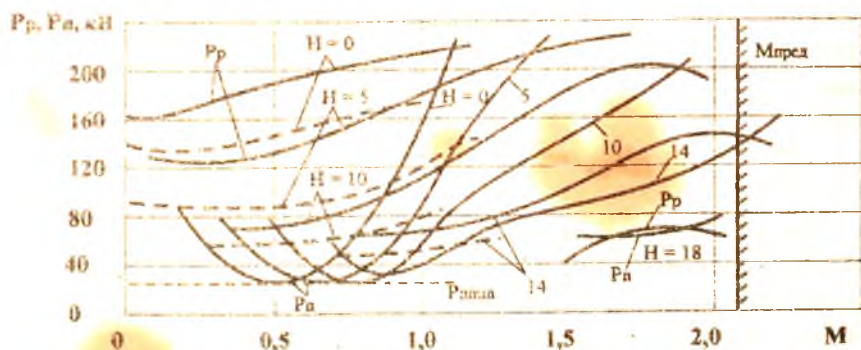


Рис. 1.5. Примерный вид диаграммы потребных и располагаемых тяг сверхзвукового самолета с ТРД ($m = 17500 \text{ кг}$):

- форсированный режим;
- - - - - максимальный продолжительный режим

б) предельно допустимым скоростным напором $q_{пред}$, который обусловлен нормами прочности и может приниматься для неманевренных самолетов равным $13000...20000 \text{ Н/м}^2$, а для скоростных маневренных - $80000...100000 \text{ Н/м}^2$:

$$V_q = \sqrt{\frac{2q_{пред}}{\rho_0 \Delta}}, M_q = V_q / a;$$

в) предельно допустимым числом Маха ($M_{пред}$), которое определяется для дозвуковых самолетов из условия обеспечения устойчивости по скорости, а для сверхзвуковых самолетов - из условия допустимого нагрева конструкции самолета или устойчивой работы двигателя (ориентировочно $M_{пред} = 2,2...2,5$).

$$V_M = M_{пред} a(H)$$

Все результаты расчета заносятся в табл. 1.2.

Таблица 1.2

Скорости установившегося горизонтального полета

$H, \text{ м}$	$V_{мин}, \text{ м/с}$	$V_{миндоп}, \text{ м/с}$	$V_{эв}, \text{ м/с}$	$V_{макс}, \text{ м/с}$	$V_q, \text{ м/с}$	$V_M, \text{ м/с}$
0						
2000						
4000						
6000						
8000						
...						

Для дозвуковых самолетов строится сводный график $V_{мин}, V_{миндоп}, V_{эв}, V_{вых}, V_q, V_M$ (рис. 1.6), а для сверхзвуковых самолетов строится сводный график $M_{мин}, M_{миндоп}, M_{эв}, M_{макс}, M_q, M_{пред}$ (рис. 1.7) в зависимости от высоты полета. В итоге получается летный эксплуатационный диапазон высот и скоростей установившегося горизонтального полета.

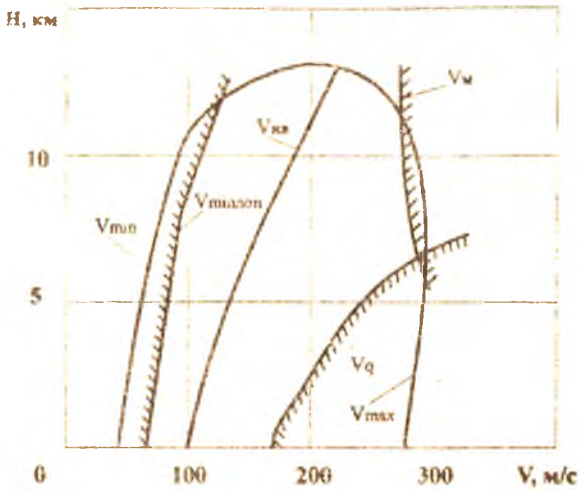


Рис. 1.6. Типичный диапазон высот и скоростей установившегося горизонтального полета дозвукового самолета с ТРД с учетом эксплуатационных ограничений

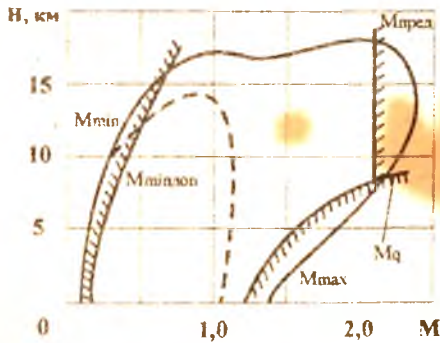


Рис. 1.7. Типичный диапазон высот и скоростей установившегося горизонтального полета сверхзвукового самолета с ТРД с учетом эксплуатационных ограничений:

----- форсированный режим, ———— максимальный продолжительный режим

1.2.2. Расчет скороподъемности самолета

Для оценки скороподъемности самолета в квазистационарном режиме набора высоты рассчитываются располагаемые вертикальные скорости для заданных высот и скоростей полета:

$$V_y^* = \frac{\Delta P V}{mg} = \frac{(P_F - P_0) W}{mg}$$

и строятся кривые $V_y^* = f(V)$ для каждой из выбранных высот полета (рис. 1.8). По графикам для каждой высоты определяются наибольшие значения вертикальных скоростей $V_{y_{\max}}^*$ и соответствующих им скоростей набора высоты $V_{\text{нб}}$.

У сверхзвуковых самолетов на средних и больших высотах, как правило, имеются два локальных максимума V_y^* - первый на дозвуковой и второй на сверхзвуковой скоростях полета. На высотах порядка 15..20 км имеется только один максимум V_y^* на сверхзвуковых скоростях полета (рис. 1.9).

По результатам расчета строится график зависимости $V_{y_{\max}}^* = f(H)$, причем для сверхзвукового самолета строятся две кривые, соответствующие дозвуковому и сверхзвуковому режимам полета (рис. 1.10, 1.11).

Из рис.1.8 и 1.9 видно, что скорость $V_{\text{нб}}$ изменяется с увеличением высоты полета и, следовательно, изменяется кинетическая энергия самолета. Учет влияния этого изменения на скороподъемность самолета производится введением поправочного коэффициента χ :

$$V_y = \chi V_y^*$$

Здесь

$$\chi = \frac{dH}{dH_y} = \left(1 + \frac{V}{g} \frac{dV}{dH} \right)^{-1},$$

$$H_y = H + \frac{V^2}{2g} - \text{энергетическая высота.}$$

Зная закон изменения $V(H)$, можно по приведенной формуле определить коэффициент χ .

Для дозвуковых самолетов близким к оптимальному является закон $V_{\text{нб}} = f(H)$. Тогда приближенно

$$\chi = \frac{dH}{dH_y} = \left(1 + \frac{V_{i+1}^2 - V_i^2}{2g(H_{i+1} - H_i)} \right)^{-1}, \quad i = 0, 1, 2, \dots, n$$

где V_i, V_{i+1} - известные значения скорости набора $V_{\text{нб}}$ на заданных высотах H_i, H_{i+1}

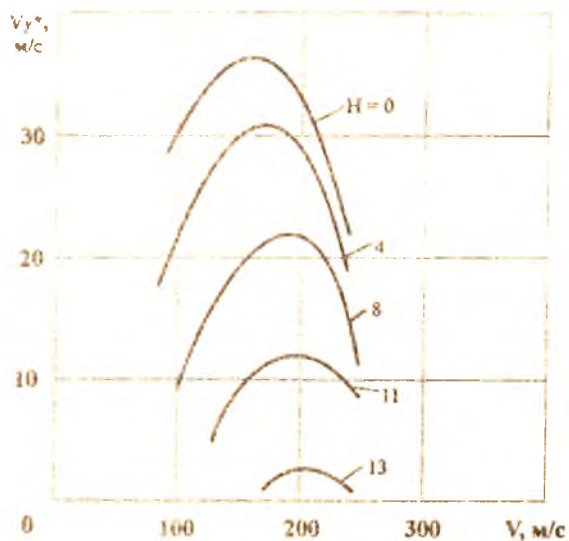


Рис. 18. Диаграмма располагаемых вертикальных скоростей при установившемся наборе высоты дозвукового самолета

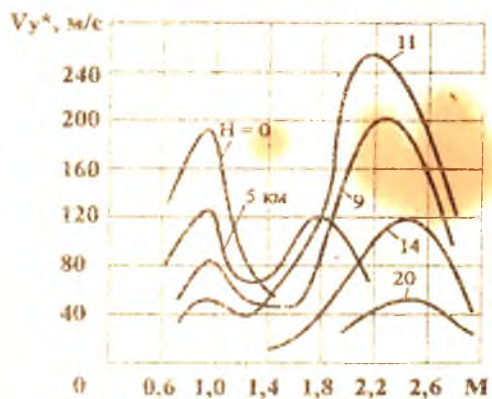


Рис. 19. Диаграмма располагаемых вертикальных скоростей сверхзвукового самолета (форсированный режим)

Имея таблицу значений $V_{y\max}(H)$, можно рассчитать барограмму подъема самолета. Минимальное время подъема на конечную высоту равно

$$t_{\text{наб}} = \int_0^{H_k} \frac{dH}{V_{y\max}(H)}$$

Весь диапазон высот (от нулевой до конечной) разбивается на ряд интервалов ΔH_i , и определяется время набора заданного интервала высоты

$$\Delta t_i = \frac{\Delta H_i}{60V_{y\max\text{cp}}^i}, \text{ мин.}$$

где $\Delta H = H_{i+1} - H_i$, $i = 0, 1, 2, \dots, n$, $V_{y\max\text{cp}}^i$ - среднее значение максимальной вертикальной скорости на заданном интервале ΔH_i , которое определяется следующим образом:

$$V_{y\max\text{cp}}^i = \frac{V_{y\max}^*(H_{i+1}) + V_{y\max}^*(H_i)}{2}, \quad i = 0, 1, 2, \dots, n$$

Время подъема на высоту H_k

$$t_{\text{наб}} = \sum \Delta t_i$$

Все результаты расчета заносятся в табл. 1.3.

Таблица 1.3

Расчет времени набора высоты (ПРИМЕР)

H , м	$V_{y\max}^*$, м/с	$V_{\text{наб}}$, м/с	χ	$V_{y\max\text{cp}}^i$, м/с	Δt_i , мин	$t_{\text{наб}}$, мин
0	40	150				0
2000	30	200	0,7	24,5	1,36	1,36
4000	20	250	0,54	16,0	2,08	3,44
6000	10	300	0,59	8,9	3,75	7,19

По результатам расчета строятся графики $t_{\text{наб}} = \varphi(H)$ (рис. 1.10, 1.11).

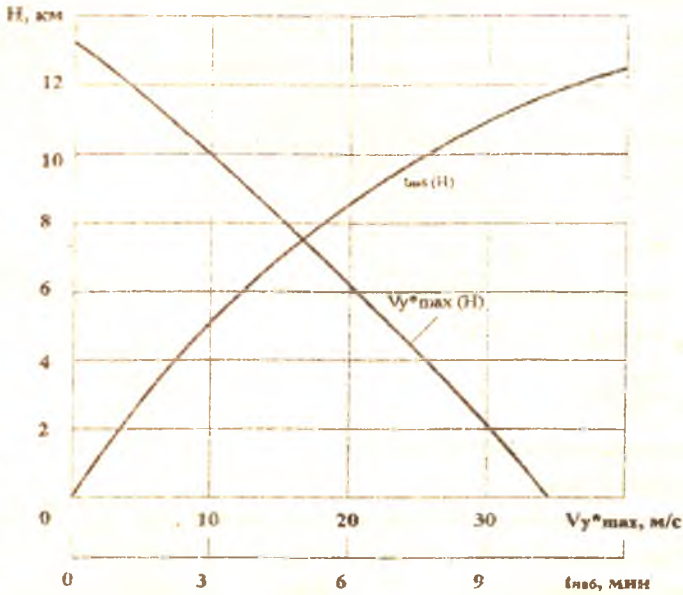


Рис. 1.10. Максимальные вертикальные скорости и барограмма набора высоты дозвукового самолета

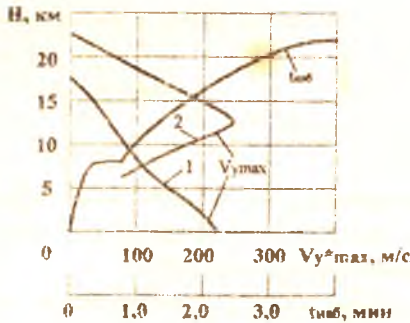


Рис. 1.11. Максимальные вертикальные скорости и барограмма набора высоты сверхзвукового самолета: 1 - дозвуковой режим подъема, 2 - сверхзвуковой режим

Практически сверхзвуковой самолет совершает подъем на малых высотах с дозвуковыми скоростями, а затем, достигнув высоты H_p , на которой нет ограничений по максимальному скоростному напору и звуковому удару, разгонится в горизонтальном полете до сверхзвуковой скорости набора высоты и продолжает подъем.

Время разгона сверхзвукового самолета в горизонтальной плоскости на высоте H_p можно определить по формуле

$$t_p = \frac{V_2 - V_1}{gn_{\text{хоср}}}$$

Здесь $n_{\text{хоср}}$ - средняя тангенциальная перегрузка при разгоне от скорости V_1 до скорости V_2

$$n_{\text{хоср}} = \frac{1}{2} [n_{\text{хн}}(V_1) + n_{\text{хн}}(V_2)],$$

$$n_{\text{хн}} = \frac{P - P_{\text{л}}}{mg}$$

Полное время набора высоты будет равно

$$t_{\text{наб}} = t_{\text{наб1}} + t_p + t_{\text{наб2}},$$

где $t_{\text{наб1}}$ - время набора высоты (от нулевой до H_p) на дозвуковых скоростях полета; $t_{\text{наб2}}$ - время набора высоты (от H_p до конечной) при сверхзвуковых скоростях полета.

В точке пересечения кривой $V_{\text{упл}}(H)$ с осью высот определяется теоретический потолок H_T , а при $V_{\text{упл}}(H) = 3,5$ м/с для дозвукового самолета и при $(0,02, 0,03) V_{\text{с}}^*$ ($0,0_{\text{упл}}$) для сверхзвукового - практический потолок $H_{\text{сп}}$.

1.3. Расчет летных характеристик самолета с винтовыми двигателями методом мощностей

1.3.1. Расчет располагаемых мощностей

При расчете летных характеристик будем предполагать, что винт для заданного самолета и двигателя подобран ранее, т.е. известны серия винта, частота вращения винта в секунду n и диаметр винта в метрах D . Методика подбора винта дана в [3,5].

Расчет располагаемых мощностей ведется для номинальной мощности двигателя для нескольких выбранных высот полета (см. п.1.2.1). Для каждой высоты задается пятью значениями скорости, охватывающими весь предполагаемый летный диапазон. Схема расчета приведена в табл. 1.4.

Таблица 1.4

Расчет располагаемой мощности

$H = \dots$ м, $n_c = \dots$; $D = \dots$ м, $a = \dots$ м/с	
$V, \text{ м/с}$	V_1, V_2, V_3, V_4, V_5 - заданы
$M = V / G$	
$N, \text{ Вт}$	мощность двигателя - по высотно-скоростной характеристике двигателя
$\lambda = \frac{V}{n_c D}$	относительная поступь винта
$\beta_m = \frac{N}{\rho n_c^3 D^5}$	коэффициент мощности
$\varphi, \text{ град}$	угол установки лопасти винта - с винтовой характеристики по λ и β_m
$\beta, \text{ град}$	входящий угол протекания струй по РДК 15000, рис. 15231-III
$\alpha = \varphi_p - \beta, \text{ град}$	геометрический угол атаки сечения лопасти винта
$M_R = M \sqrt{1 + \left(\frac{\pi}{\lambda}\right)^2}$	число Маха потока, обтекающего концы лопастей
$K_B = f(\alpha, M_R)$	поправочный коэффициент на влияние сжимаемости воздуха, по РДК 15000, рис. 15231-III
$\beta_p = f(\lambda, \beta)$	расчетный коэффициент мощности
$\varphi_p = f(\lambda, \beta_p), \text{ град}$	по характеристикам винта для λ и β_p
$\eta = f(\lambda, \beta_p)$	КПД винта, с той же характеристики
$\alpha_p = \varphi_p - \beta, \text{ град}$	
$K_{\eta M} = f(\alpha_p, M_R)$	коэффициент, учитывающий волновые потери, по РДК 15000, рис. 15231-IV, 15231-VI
$K_{\eta \phi} = 0,985 \frac{K_{\phi}}{K_{\phi 0}}$	$K_{\phi}, K_{\phi 0}$ коэффициенты, определяемые по РДК 15000 (рис. 15221) для действительных условий работы винта на самолете и для условий, в которых винт проходит испытания
$n_p = \eta K_{\eta M} K_{\eta \phi}$	расчетный КПД винта
$N_p = i n_p N, \text{ Вт}$	располагаемая мощность, i - число двигателей

По результатам расчета для каждой высоты строятся кривые располагаемых мощностей $N_p = f(H)$ (рис. 1.12).

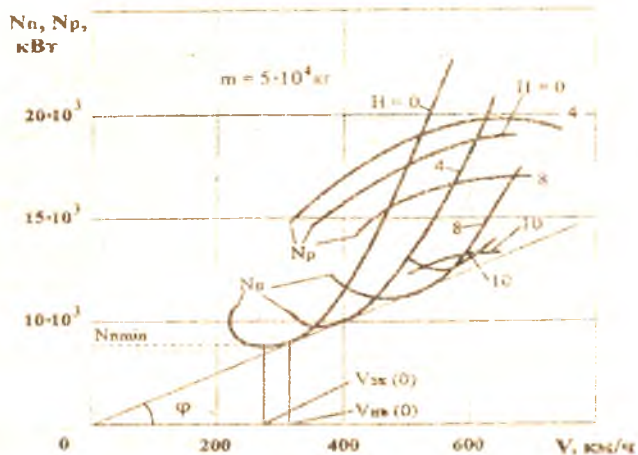


Рис. 1.12. Типичная диаграмма потребных и располагаемых мощностей самолета с ТВД

1.3.2. Расчет потребных мощностей, горизонтальных скоростей и скороподъемности

Для каждой выбранной высоты полета определяются потребные скорости и мощности для средней полетной массы самолета. Задаются значения $C_{y\alpha}$, включающие $C_{y\alpha\text{взл}}^*$ и $C_{y\alpha\text{посл}}^*$, для которых определяются V и N_p . Вычисления проводятся по схеме табл. 1.5

Таблица 1.5

Расчет потребной мощности

$H = \dots$ м; $\Delta = \dots$; $a = \dots$ м/с			
$C_{y\alpha}$	Задаются	$C_{y\alpha\text{взл}}^*$	$C_{y\alpha\text{посл}}^*$
V , м/с	$V = \sqrt{\frac{2mg}{SC_{y\alpha} \rho_0 \Delta}}$		
M	$M = V/a$		
$C_{z\alpha}$	$C_{z\alpha} = f(C_{y\alpha}, M)$ – по семейству поляр		
k	$k = \frac{C_{y\alpha}}{C_{z\alpha}}$		
N_n , Вт	$N_n = \frac{mgV}{k}$		

Если предполагаемый летный диапазон скоростей самолета целиком лежит в докритической области чисел M , то расчет упрощается.

Для выбранных значений C_{ya} на нулевой высоте подсчитываются:

$$V(0) = \sqrt{\frac{2mg}{\rho_0 C_{ya}}}; k = \frac{C_{ya}}{C_{ya}}; N_{II}(0) = \frac{mgV(0)}{k},$$

где $V(0)$ – скорость, м/с, $N_{II}(0)$ – мощность на нулевой высоте, Вт, $C_{ya} = f(C_{ya})$ – снимается с докритической поляры самолета.

Для других высот осуществляется простой пересчет:

$$V(H) = V(0) \sqrt{\frac{1}{\Delta}}, N_{II}(H) = N_{II}(0) \sqrt{\frac{1}{\Delta}}.$$

По результатам расчета для каждой высоты строятся кривые потребных мощностей $N_e = f(V)$ и наносятся на диаграмму мощностей (рис. 1.12).

В точках пересечения потребных и располагаемых мощностей снимаются значения максимальных скоростей установившегося горизонтального полета. Определяются экономические скорости $V_{э}$, соответствующие минимальной потребной мощности.

Так же, как и в методе тяг, определяются эксплуатационные ограничения высоты и скорости полета (см. 1.2.1).

Результаты расчета заносятся в табл. 1.2, в которую добавляют значения экономических скоростей.

Затем строится график зависимостей $V_{доп}$, $V_{подп}$, $V_{э}$, $V_{из}$, V_{max} , $V_{ф}$, $V_{н}$ от высоты полета, аналогичный показанному на рис. 1.6. В итоге получается эксплуатационный диапазон высот и скоростей установившегося горизонтального полета самолета.

Далее производится расчет скороподъемности самолета. Для ряда скоростей на каждой высоте с диаграммы потребных и располагаемых мощностей снимаются избыточные мощности $\Delta N = N_p - N_n$ и подсчитываются вертикальные скорости

$$V_y^* = \frac{\Delta N}{mg}$$

Строятся кривые $V_y^* = f(V)$ для выбранных высот полета, по которым определяются максимальные значения вертикальных скоростей $V_{y_{max}}^*$ и соответствующие им скорости набора высоты $V_{наб}$. Если $V_{y_{max}}^*$ на нулевой высоте превышает 20 м/с, то учитывают изменения кинетической энергии при наборе высоты (см. 1.2.2). Затем строятся зависимости $V_{y_{max}}^* = \varphi(H)$ и $V_{y_{max}} = \chi V_{y_{max}}^* = f(H)$.

Расчет теоретического и практического выталкивания и барограммы подъема проводится также, как и в методе гяг (см. 1.2.2)

1.4. Взлетные и посадочные характеристики самолета

1.4.1. Расчет взлетной дистанции самолета с разбегом

Взлетная дистанция самолета состоит из двух участков: разбега до скорости отрыва $V_{отр}$ и воздушного участка - разгона от скорости отрыва до безопасной скорости V_2 с набором безопасной высоты H_2 .

Для современных самолетов с трехопорным шасси разбег производится на трех колесах до скорости подъема передней стойки шасси $V = (0,9 - 0,95)V_{отр}$. Затем угол атаки увеличивается до значения $\alpha_{отр}$, соответствующего $C_{y_{отр}}$ (во взлетной конфигурации самолета), и при достижении скорости отрыва происходит плавный отрыв самолета от Земли.

Скорость отрыва определяется следующим выражением:

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2m_{взл}g}{\rho_0 S C_{y_{отр}}} \left(1 - \frac{P_{отр} \alpha_{отр}}{57,3 m_{взл} g} \right)}$$

Тяга при отрыве от Земли приближенно равна для ТРД $P_{отр} = 0,95P_{0взл}$, а для ТРДД $P_{отр} = 0,90P_{0взл}$; $P_{0взл}$ - статическая тяга на взлетном режиме ($P_{0взл} = 1,2P_0$). Угол атаки при отрыве $\alpha_{отр}$ (град) выбирается из условия, чтобы при поднятой передней стойке шасси между хвостовой частью самолета и землей оставался безопасный зазор 0,2 - 0,4 м. Обычно $\alpha_{отр}$ составляет 9 ... 12°. Значение $C_{y_{отр}}$ определяется по кривой $C_y(\alpha)$ для взлетной конфигурации самолета и не должно превышать $0,85 C_{y_{взл}}$.

Длина разбега:

$$L_p = \int_0^{V_{отр}} \frac{V dV}{g n_{взл}(\alpha, V)}$$

Для приближенных расчетов L_p определяется при среднем значении перегрузки $n_{взл}$ соответствующей средней скорости

$$V = \sqrt{0,5V_{отр}^2} \approx 0,7V_{отр} \text{ и средней тяге } P_{\text{ср}}$$

В этом случае длина разбега

$$L_p = \frac{V_{\text{отр}}^2}{2g \left(\frac{P_{\text{ср}}}{m_{\text{вкл}} g} - f - \frac{(C_{\text{ш}} - \beta C_{\text{ш}})_{\text{ср}}}{2C_{\text{юзотр}}} \right)}$$

Величину средней тяги $P_{\text{ср}}$ нужно брать по характеристикам двигателя при $V_{\text{отр}} = 0,71V_{\text{отр}}$. Величина $P_{\text{ср}}$ меньше $P_{0,721}$ для ТРД приблизительно на 3%, а для ТРДД - на 5%.

Для винтовых двигателей тяга, развиваемая винтом на взлете, рассчитывается по формуле

$$P = \alpha \rho_0 n_c^2 D^4 = \alpha (V N_{\text{вкл}}),$$

где коэффициент тяги α берется по характеристике винта в функции $\lambda = \frac{V_{\text{отр}}}{n_c D}$ и $\beta_m = \frac{N_{\text{вкл}}}{\rho_0 n_c^3 D^5}$.

Приблизенно тяга винтового двигателя на старте ($H = 0, V = 0$) принимается равной $P = 16N$, где тяга берется в ньютонах, а мощность - в киловаттах.

Аэродинамические коэффициенты $C_{\text{юзст}}$ и $C_{\text{юзотр}}$ берутся по взлетной поларе и зависимости $C_{\text{юз}}(\alpha)$ для стояночного угла атаки $\alpha_{\text{ст}}$, который составляет обычно $1 \dots 3^\circ$.

Значение коэффициента трения f для бетонной ВПП равно $0,02 \dots 0,03$, а для твердого грунта $f = 0,06$.

После отрыва самолет переводится в неустановившийся набор высоты $H_2 = 10,7$ м. Безопасную скорость в конце участка набора можно принять равной $V_2 = (1,2 \dots 1,3)V_{\text{отр}}$.

Длина воздушного участка взлета

$$L_{\text{в}} = \left(\frac{V_2^2 - V_{\text{отр}}^2}{2g} + H_2 \right) \left(\frac{P_{\text{ср}}}{m_{\text{вкл}} g} - \frac{1}{k_{\text{ср}}} \right)^{-1},$$

где $P_{\text{ср}}$ - средняя величина тяги двигателей на воздушном участке, приблизительно равная $P_{\text{отр}}$.

Среднее аэродинамическое качество примерно соответствует $C_{\text{юз}} = 0,75C_{\text{юзотр}}$.

Суммарная длина взлетной дистанции

$$L_{\text{вкл}} = L_p + L_{\text{в}}$$

1.4.2. Расчет длины посадочной дистанции

Посадочная дистанция, как и взлетная, состоит из двух участков: воздушного и наземного. Раздельный расчет этапов воздушного участка (снижения, выравнивания и

выдерживания) целесообразен только при наличии надежных исходных данных самолета. В зависимости от способа совершения посадки длина отдельных этапов может сильно меняться, в то время как суммарная длина воздушного участка остается примерно одинаковой. К тому же не современных самолетах эти этапы посадки выполняются слитно, как единый маневр. Поэтому целесообразно вести расчет энергетическим методом, базируясь на статистических данных

Длина воздушного участка посадки

$$L_{\text{в}} = k_{\text{сп}}^* \left(\frac{V_{\text{ск}}^2 - V_{\text{пос}}^2}{2g} + H_{\text{ск}} \right),$$

где $k_{\text{сп}}^*$ - условное среднее качество самолета в посадочной конфигурации с работающим двигателем на воздушном участке. Высота начала посадочного склиживания принимается $H_{\text{ск}} = 15$ м.

Рекомендуются следующие ориентировочные значения условного среднего качества (табл. 1.6)

Таблица 1.6

Условное среднее качество

Самолеты	$k_{\text{сп}}^*$
с ВМГ малой и средней дальности	5,0...6,0
с ВМГ большой дальности	6,5...7,5
с ТРД и стреловидным крылом	6,0...8,0

Посадочная скорость определяется по формуле

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2m_{\text{пос}}g}{\rho_0 S C_{\text{упос}}}},$$

где $m_{\text{пос}}$ - масса самолета при посадке в кг, которую приближенно можно принять

$$m_{\text{пос}} = m_{\text{взл}} - 0,9m_T - m_{\text{сб}}.$$

Посадочный угол атаки $\alpha_{\text{пос}}$ приближенно можно принять равным $\alpha_{\text{крит}}$, а значение $C_{\text{упос}}$ снимать с кривой $C_{\text{ya}}(\alpha)$ для посадочной конфигурации самолета

Скорость снижения в начале посадочной дистанции $V_{сн}$ должна быть не менее 1,3 минимальной скорости горизонтального полета самолета в посадочной конфигурации на нулевой высоте:

$$V_{сн} \geq 1,3 \sqrt{\frac{2m_{max}g}{\rho_0 S C_{y0 max}}}$$

При пробеге на самолет действуют те же силы, что и при разбеге, с той разницей, что тяга двигателей соответствует режиму земного малого газа или (при возможности реверсирования) может быть отрицательной. Длина пробега

$$L_{пр} = \int_0^{V_{max}} \frac{V dV}{g(n_{зад}(V))}$$

Если принять среднее значение тангенциальной перегрузки $n_{зад}$ при средней скорости пробега $V_{ср} = 0,71V_{max}$, то приближенно

$$L_{пр} \approx \frac{V_{max}^2}{2g \left(f_{пр} + \frac{(C_{y0} - f_{пр} C_{y0})_{сн}}{2C_{y0max}} - \frac{P_{пр}}{m_{max}g} \right)},$$

где $f_{пр}$ - приведенный коэффициент трения (с учетом торможения колес), $f_{пр} = 0,2 \dots 0,3$.

Тяга на участке пробега $P_{пр}$ либо соответствует режиму земного малого газа $P_{пр} \approx (0,05 \dots 0,1)P_0$, либо режиму реверса (если нет точных данных, то $P_{пр} \approx (0,4 \dots 0,5)P_0$).

Аэродинамические коэффициенты $C_{зад}$, C_{y0max} берутся по посадочной поляре самолета и кривой $C_{y0}(\alpha)$ для стояночного угла атаки $\alpha_{ст}$. При использовании тормозного парашюта C_{y0} следует увеличить на величину

$$\Delta C_{задпр} = C_{стпр} \frac{S_{стпр}}{S},$$

где $C_{стпр} = 0,5 \dots 0,55$; $S_{стпр}/S$ можно принимать равным 0,3 - 0,4.

Для самолета с хвостовым колесом приближенно

$$L_{пр} = \frac{V_{max}^2}{g \left(f_{пр} + \frac{C_{задст}}{C_{y0max}} \right)}$$

Суммарная длина посадочной дистанции

$$L_{лсс} = L_{за} + L_{пр}$$

1.5 Расчет дальности и продолжительности полета самолета

Дальность и продолжительность полета определяются величиной располагаемого запаса топлива и режимами полета самолета и работы двигателей

Полная дальность складывается из проекций на горизонтальную плоскость траектории набора высоты, крейсерского участка и снижения. $L = L_{\text{наб}} + L_{\text{кр}} + L_{\text{сп}}$

1.5.1. Расчет затрат топлива и дальности полета на участках набора высоты и снижения

Набор крейсерской высоты может происходить на различных режимах полета в зависимости от поставленной цели полета: на режиме максимальной скороподъемности, на экономическом режиме и других режимах

Рассмотрим приближенный расчет $L_{\text{наб}}$ и затрат топлива для режима максимальной скороподъемности. По заданной высоте начала крейсерского участка определяется расстояние по горизонтали, проходимое самолетом при наборе высоты

$$L_{\text{наб}} = V_{\text{набср}} \frac{60t_{\text{наб}}}{1000}, \text{ км,}$$

где $V_{\text{набср}}$ - в м/с; $t_{\text{наб}}$ - в мин, определяется по барограмме подъема для высоты начала крейсерского полета. Если высота начала крейсерского участка неизвестна, то ее можно принять на 2...3 км ниже теоретического потолка.

Средняя скорость самолета при наборе высоты

$$V_{\text{набср}} = \frac{1}{2}(V_{\text{наб0}} + V_{\text{набср}})$$

где $V_{\text{наб0}}$ и $V_{\text{набср}}$ - скорости набора соответственно на нулевой и крейсерской высотах.

Расход топлива при наборе высоты самолетов с ТРД

$$m_{\text{Тнаб}} = (C_{\text{уд}}P)_{\text{ср}} \frac{t_{\text{наб}}}{60}, \text{ кг,}$$

для самолетов с винтовыми двигателями

$$m_{\text{Внаб}} = (C_{\text{уд}}N)_{\text{ср}} \frac{t_{\text{наб}}}{60}, \text{ кг,}$$

где $C_{\text{уд}}$ - в $\frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}$; $C_{\text{д}}$ - в $\frac{\text{кг}}{\text{кВт} \cdot \text{ч}}$; P - тяга всех двигателей в Н, N - мощность всех двигателей в кВт, $t_{\text{наб}}$ - в мин.

Значения удельного расхода топлива и тяги (мощности) берутся для номинального режима работы двигателя при $V_{\text{набр}}$ на средней высоте набора $H_{\text{ср}} = H_{\text{кр}}/2$.

Величину тяги и удельного расхода для ТРД можно определить по высотно-скоростным характеристикам (рис. П.3 и П.4, приложение 3) для $V_{\text{набр}}$ и $H_{\text{ср}}$.

$$P = \xi P_0; \quad C_{\text{уд}} = C_{\text{уд0}} \frac{C_{\text{уд}}}{C_{\text{уд0}}} (H, M)$$

Для ТВД по высотно-скоростным характеристикам для $V_{\text{набр}}$ и $H_{\text{ср}}$ (рис. П.1, приложение 3) определяются мощность двигателей и удельный расход топлива $C_{\text{эном}}$.

По заданной высоте конца крейсерского участка полета $H_{\text{к}}$ (она может в дальнейшем уточняться) определяется приближенно дальность участка снижения:

$$L_{\text{сн}} = k_{\text{сн}} H_{\text{к}}, \text{ км.}$$

Условное качество $k_{\text{сн}}$ при снижении самолета с работающими двигателями принимается равным $k_{\text{сн}} = 20..30$.

Время снижения

$$t_{\text{сн}} = \frac{1000 L_{\text{сн}}}{60 V_{\text{сн}}^*}, \text{ мин.}$$

где $L_{\text{сн}}$ - в км, скорость снижения $V_{\text{сн}}^*$ - в м/с и может быть приближенно принята равной скорости полета на крейсерском участке $V_{\text{кр}}$.

1.5.2. Расчет дальности и продолжительности полета самолета на крейсерском участке

1.5.2.1 Расчет располагаемого запаса топлива

Располагаемый запас топлива для полета на крейсерском участке равен

$$m_{\text{кр}} = m_T - m_{\text{прогр}} - m_{\text{взл}} - m_{\text{наб}} - m_{\text{сн}} - m_{\text{пос}} - m_{\text{ост}}$$

где m_T - полный запас топлива, затраты топлива: $m_{\text{прогр}}$ - на прогрев и опробование двигателей и рулежку к старту, $m_{\text{взл}}$ - на взлет, $m_{\text{наб}}$ - на набор крейсерской высоты полета, $m_{\text{сн}}$ - на снижение, $m_{\text{пос}}$ - на круг перед посадкой, посадку и заруливание, $m_{\text{ост}}$ - гарантированный запас и невыработанный остаток топлива.

Для расчета практической дальности учитывается аэронавигационный запас на 0,5 или 1,0 ч полета (в зависимости от типа самолета).

Для приближенных расчетов можно принять следующие данные из табл. 1.7.

Таблица 1.7

Ориентировочные значения затрат топлива на 1 кН статической тяги ТРД или 1000 кВт мощности ТВД

Затраты топлива	Тип двигателя	
	ТРД	ТВД
$m_{\text{Тяга}}, \text{ кг}$	2...3	12...17
$m_{\text{Тяга}}, \text{ кг}$	2...3	12...17
$m_{\text{Тяга}}, \text{ кг/мин}$	0,3...0,4	1,2...2,0
$m_{\text{Тяга}}, \text{ кг}$	4...6	20...25
$m_{\text{Тяга}}, \text{ кг}$	5...7% от m_1	

При дипломном проектировании для расчета дальности и продолжительности полета можно использовать $m_{\text{ТРД}}$ и другие затраты топлива, полученные ранее при расчете массы самолета.

1.5.2.2. Приближенный расчет дальности и продолжительности полета на заданной скорости ($V = \text{const}$) и высоте ($H = H^* = \text{const}$)

Если масса топлива не превышает 35% взлетной массы самолета или необходимо приближенно оценить дальность полета, то расчет можно вести по средней массе самолета и среднему километровому расходу топлива.

Крейсерский режим полета обычно выбирается из условия минимума $q_{\text{кр}}$. Оптимальная высота при этом оказывается меньше высоты практического потолка на 1...2 км, а скорость полета - несколько больше, чем условная крейсерская $V_{\text{кр}}$. Последняя определяется из условия $(P_{\text{пр}}/V)_{\text{мин}}$ и находится графически путем проведения касательной к кривой потребной тяги $P_{\text{пр}}(V)$ из начала координат. Обычно $V_{\text{кр}}$ принимают на 20...50 км/ч меньше максимально допустимой на заданной высоте H^* .

Расчет дальности и продолжительности полета производится по следующей схеме.

Для заданных H^* и V^* определяются: $M^* = V^* / a = \text{const}$,

$$C_{\text{уд}} = \frac{2mg}{\rho(V^*)^2}, C_{\text{уд}} = f(C_{\text{уд}}, M^*) - \text{по семейству полар; } k = \frac{C_{\text{уд}}}{C_{\text{уд}}} \text{ Подсчитывается потребная}$$

тяги $P_{\text{ц}} = \frac{mg}{k}$ или мощность $N_{\text{ц}} = P_{\text{ц}} V^*$. Определяется располагаемая тяга всех двигателей $P_{\text{р}} = \xi P_{\text{ц}}$ или мощность для ТВД $N_{\text{р}} = \xi \eta_{\text{ф}} N_{\text{ц}}$. Величина ξ берется по высотной-скоростной характеристике для заданных H и M (см. приложение 3), а средний КПД винта может быть принят равным $\eta_{\text{ф}} = 0,8$.

Определяется степень дросселирования двигателей

$$\bar{P} = \frac{P_{\text{р}}}{P_{\text{ц}}}, \quad \bar{N} = \frac{N_{\text{р}}}{N_{\text{ц}}}.$$

Далее определяется удельный расход топлива на крейсерском режиме по характеристикам двигателя

$$C_{\text{уд}} = f(H, M, \bar{P}) \text{ или } C_{\text{уд}} = \varphi(H, V, \bar{N}).$$

Для самолетов с ГРД и ТРДД

$$C_{\text{уд}} = C_{\text{уд}}^{\text{ном}} \frac{C_{\text{уд}}^{\text{ном}}}{C_{\text{уд}}^{\text{ном}}} (H, M) \frac{C_{\text{уд}}}{C_{\text{уд}}^{\text{ном}}} (\bar{P}),$$

где $\frac{C_{\text{уд}}^{\text{ном}}}{C_{\text{уд}}^{\text{ном}}}$ берется по рис. П3 или П5, а $\frac{C_{\text{уд}}}{C_{\text{уд}}^{\text{ном}}}$ - по рис. П4 приложения 3.

Для самолетов с ТВД

$$C_{\text{уд}} = C_{\text{уд}}^{\text{ном}} \frac{C_{\text{уд}}}{C_{\text{уд}}^{\text{ном}}} (\bar{N}),$$

где $C_{\text{уд}}^{\text{ном}}$ берется по рис. П1, а $\frac{C_{\text{уд}}}{C_{\text{уд}}^{\text{ном}}}$ - по рис. П2 приложения 3.

Средний километровый расход топлива

$$q_{\text{км.р}} = \frac{C_{\text{уд}} P_{\text{р}}}{V^*} \text{ - для ГРД и ТРДД,}$$

$$q_{\text{км.р}} = \frac{C_{\text{уд}} N_{\text{р}}}{\eta_{\text{ф}} V^*} \text{ - для ТВД.}$$

В этих формулах $q_{\text{км.р}}$ - в кг/км; $C_{\text{уд}}$ - в $\frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}$; $P_{\text{р}}$ - в Н; V^* - в км/ч; $C_{\text{уд}}$ - в $\frac{\text{кг}}{\text{кВт} \cdot \text{ч}}$ и $N_{\text{р}}$ - в

кВт.

Дальность и продолжительность полета определяются выражениями

$$L_{кр} = \frac{m_{Ткр}}{q_{кр}}, \quad T_{кр} = \frac{I_{кр}}{V^*}$$

1.5.2.3 Расчет дальности и продолжительности полета самолета с ТРД на высотах свыше 11 км при заданной скорости и угле атаки

Дальность и продолжительность полета рассчитываются по формулам

$$L_{кр} = \frac{k^* V^*}{g C_{y0}^*} \ln \frac{m_n}{m_k}, \text{ км,}$$

$$T_{кр} = \frac{k^*}{g C_{y0}^*} \ln \frac{m_n}{m_k}, \text{ ч.}$$

Здесь V^* - заданная скорость полета (в км/ч), которую можно выбирать так же, как и V^* в 1.5.2.2; C_{y0}^* - удельный расход топлива (в $\frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}$); g - ускорение силы тяжести, равное $9,81 \text{ м/с}^2$.

Масса самолета в начале крейсерского участка

$$m_n = m_{зд} - m_{Ткр} - m_{Твз} - m_{Твд}$$

Масса самолета в конце крейсерского участка

$$m_k = m_n - m_{Ткр}$$

Для заданной высоты начала крейсерского участка полета ($H_{нач} \geq 11 \text{ км}$) определяется значение коэффициента аэродинамической подъемной силы

$$C_{y0}^* = \frac{2m_n g}{\rho(H_{нач}) V^*{}^2}$$

Поскольку в диапазоне высот H от 11 км до 24 км скорость звука a не изменяется, то при заданной скорости полета V^* число Маха будет постоянным, не зависящим от высоты полета

$$(M^* = V^*/a)$$

По семейству поляр определяется коэффициент силы лобового сопротивления самолета $C_{xz}^* = C_{xz}(C_{y0}^*, M^*)$, который является постоянной величиной

Затем определяется постоянное значение аэродинамического качества самолета:

$$k^* = \frac{C_{y0}^*}{C_{xa}^*}$$

Поскольку на высотах свыше 11 км удельный расход топлива не зависит от высоты полета, то его можно определить для высоты $H_{11} = 11$ км.

$$C_{y0}^* = C_{y0}(H_{11}, M^*, \bar{P})$$

так же, как и в п. 1.5.2.2.

Высота полета по мере выгорания топлива будет увеличиваться ("полет по потолкам").
Определив плотность воздуха в конце крейсерского участка полета

$$\rho(H_k) = \frac{2m_k g}{C_{y0}^* S (V^*)^2},$$

по стандартной атмосфере находится конечная высота полета H_k .

1.5.2.4. Выбор наиболее выгодных режимов и уточненный расчет дальности и продолжительности полета с применением ЭВМ

Для расчетов, не требующих большой точности, можно использовать программу "Дальность", предназначенную для расчета дальности и продолжительности полета дозвукового самолета с ТРД [6].

Исходными данными для расчета являются:

типловая зависимость располагаемой тяги ТРД от высоты и числа M , аппроксимированная аналитической зависимостью,

типловая зависимость удельного расхода топлива ТРД, представленная в аналитической форме;

аэродинамические характеристики самолета, представленные в виде аналитической пары

$$C_{xa} = C_{xam}(M) + B(M)(C_{y0} - C_{y0am})^2.$$

В программе "Дальность" предусмотрен расчет трех режимов полета самолета:

1. Высота и скорость полета заданы ($H = \text{const}$, $V = \text{const}$).
2. Высота полета задана ($H = \text{const}$), а скорость полета определяется ($V = \text{var}$) из условия обеспечения минимального километрового расхода топлива.

3. Высота и скорость полета определяются ($H^* = \text{var}, V^* = \text{var}$) из условия обеспечения минимального километрового расхода топлива.

Численная реализация алгоритма определения наиболее выгодного режима (крестсерского полета), обеспечивающего минимальный километровый расход топлива, основана на методике прямого перебора скорости V (второй режим) или перебора на сетке $H-V$ (третий режим) с выделением локального минимума $q_{\text{км}}$ (второй режим) или глобального минимума $q_{\text{км}}$ (третий режим).

В результате расчета на печать выводится ряд параметров, в том числе: значение текущей массы самолета m , кг, скорость полета V , м/с, высота полета H , км, километровый расход топлива $q_{\text{км}}$, кг/км; часовой расход топлива $q_{\text{ч}}$, кг/ч; текущая дальность полета L , км; текущая продолжительность полета T , ч.

По результатам расчета строятся зависимости $q_{\text{км}}$, $q_{\text{ч}}$ в функции текущей массы самолета, а для третьего режима полета еще и зависимости наиболее выгодной высоты $H_{\text{оп}}$ и скорости $V_{\text{оп}}$ в функции текущей массы самолета.

В заключение строится профиль полета самолета $H=f(L)$ с учетом $L_{\text{взл}}$ и $L_{\text{сп}}$.

1.6. Расчет области динамических режимов полета и маневренных характеристик самолета

Неустановившиеся режимы полета на высотах выше статических называются динамическими, а максимальная высота, которую может достигнуть самолет на динамических режимах, сохраняя управляемость, - динамическим потолком H_d . Высота динамического потолка является важной характеристикой скоростного маневренного самолета.

Определение динамического потолка является типичной вариационной задачей, решение которой требует значительных вычислений. Поэтому расчет динамического потолка производится численным интегрированием на ЭВМ дифференциальных уравнений движения самолета при заданной программе управления [6].

Большое значение для оценки эффективности маневренного самолета имеют его характеристики, которые определяются по результатам расчета таких типовых маневров как "горка", "ликирование", "вираж". Движение самолета при выполнении этих маневров является неустановившимся и поэтому расчет маневров производится численным интегрированием на ЭВМ дифференциальных уравнений движения при заданных программах управления [6].

2. Расчет характеристик продольной устойчивости и управляемости самолета

2.1. Исходные данные, используемые для расчета моментных характеристик

2.1.1. Геометрические характеристики

Для расчета моментных характеристик необходимо иметь чертеж общего вида самолета в трех проекциях, с которого снимаются все необходимые геометрические размеры, в частности:

$S_{\text{го}}$ - площадь (омываемая) горизонтального оперения,

$S_{\text{в}}$ - площадь руля высоты,

$L_{\text{го}}$ - плечо горизонтального оперения - длина проекции на продольную ось самолета отрезка, соединяющего центр масс (ЦМ) самолета с точкой, лежащей на 1/4 средней аэродинамической хорды (САХ) горизонтального оперения.

В первом приближении $L_{\text{го}}$ можно измерять от точки, расположенной на 1/4 САХ крыла, а затем (если необходимо) уточнить после определения диапазона допустимых центровок.

Длина САХ и ее положение для трапециевидного крыла с подфюзеляжной частью (рис. 2.1) определяется как

$$b_A = \frac{4}{3} \frac{S}{l} \left[1 - \frac{\eta}{(\eta+1)^2} \right], z_A = \frac{l}{6} \left(\frac{\eta+2}{\eta+1} \right), \eta = \frac{e_c}{e_*}$$

Для треугольного крыла ($\eta = \alpha$)

$$b_A = \frac{4}{3} \frac{S}{l}, z_A = \frac{l}{6}$$

Определив положение САХ на полукрыле, ее нужно снести на базовую плоскость (плоскость симметрии) самолета

В качестве исходных данных необходимо также иметь аэродинамические характеристики крыла и оперения ($\alpha_0, \bar{x}_F, C_{y0}^a, C_{m0}$) для всего летного диапазона чисел M .

В дальнейшем при записи формул все угловые размеры считаются заданными в радианах, а угловые скорости в рад/с. Если углы даются в градусах, это будет отмечаться знаком $^\circ$ сверху, например: α_0° .

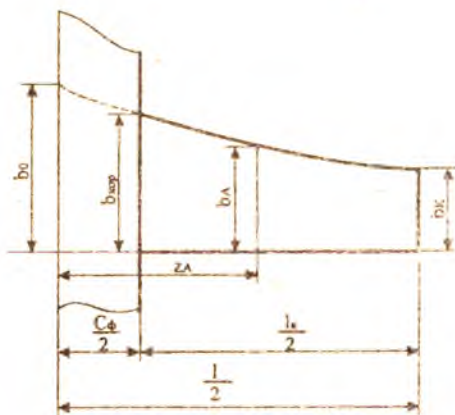


Рис. 2.1. К определению САХ крыла

2.1.2. Аэродинамические характеристики (АХ) крыла и оперения

Методика подготовки АХ различна для самолетов с крыльями "обычных" ($\lambda > 4$) и малых ($\lambda \leq 4$) удлинений.

Для самолетов с крыльями "обычного" удлинения характеристики профиля эквивалентного крыла ($\alpha_0^\circ, \bar{x}_F, C_{y_{\text{кв}}}^\alpha, C_{m_0}$) берутся из атласа характеристик в функции числа M (см. приложение 2).

Для стреловидных крыльев ($\chi > 20^\circ$) характеристики берутся для $M_\chi = M \cos \chi$. Угол стреловидности берется по линии четвертой хорды.

Значения $C_{y_{\text{кв}}}^\alpha$ профиля пересчитываются на конечное удлинение $\lambda = l^*/S$ и стреловидность χ° :

$$C_{y_{\text{кв}}}^\alpha(\lambda, \chi) = C_{y_{\text{кв}}}^\alpha \frac{1 + \left(\frac{\chi^\circ}{100}\right)^4}{\left(\frac{1}{\cos \chi} + \frac{2}{\lambda}\right)}$$

Угол атаки при нулевой подъемной силе α_0° пересчитывается в радианы

Аналогичный пересчет делается для производной $C_{\text{угол}}^{\alpha}$. Результаты сводятся в табл. 2.1, где в качестве аргумента берется ряд значений M , охватывающий летный диапазон.

Таблица 2.1
Аэродинамические характеристики крыла и горизонтального оперения

Профиль крыла	Профиль оперения
M	$M_{\text{зад}} \dots M_{\text{перед}}$
$M_y = M \cos \chi$	
α_0^*	
α_0	
\bar{x}_F	
$C_{\text{угол}}^{\alpha}$	
$C_{\text{угол}}^{\alpha}(\lambda, \chi)$	
$C_{\text{то}}$	
$M_{\text{угол}} = M \cos \chi_{\text{угол}}$	
$C_{\text{угол}}^{\alpha}$	
$C_{\text{угол}}^{\alpha}(\lambda_{\text{угол}}, \chi_{\text{угол}})$	

Для крыльев и оперения малого удлинения с тонким симметричным профилем значение $C_{\text{угол}}^{\alpha}(M)$ определяется с использованием графиков (рис. П.6); координата центра давления \bar{x}_D , совпадающего с фокусом, определяется по рис. П.7 приложения 4; $\alpha_0 = 0$; $C_{\text{то}} = 0$, [2].

Угол стреловидности по линии середины хорд $\chi_{0,5}$ можно подсчитать, зная угол стреловидности по передней кромке χ_0 :

$$\text{tg} \chi_{0,5} = \text{tg} \chi_0 - \frac{2}{\lambda} \frac{\eta - 1}{\eta + 2}.$$

Для треугольных крыльев $\lambda \text{tg} \chi_{0,5} = 2$.

Результаты сводятся в табл. 2.2.

Таблица 2.2

Аэродинамические характеристики

Крыло $\lambda =$, $\chi_0 =$, $\chi_{0.5} =$, $\eta =$, $\bar{c} =$, $\lambda \sqrt{\bar{c}} =$	
M	$M_{\min} \dots M_{\max}$
$\lambda \sqrt{M^2 - 1}$	
$\frac{C_{y_{\text{закр}}}^{\alpha}}{57,3\lambda}$	по рис. П.6
$C_{y_{\text{закр}}}^{\alpha}$	
$\bar{x}_D = \bar{x}_F$	по рис. П.7

Аналогично определяется $C_{y_{\text{закр}}}^{\alpha}$, значение которого целесообразно включать в табл. 2.2.

2.2. Расчет статических моментов тангажа

Коэффициент момента тангажа самолета в установившемся прямолинейном полете будем определять в следующем виде (без учета влияния вертикальной составляющей тяги силовой установки на положение фокуса самолета):

$$m_z = m_{z0} + m_z^c c_{y_{\text{ст}}} + m_z^{\varphi} \varphi_{\text{ст}} + m_z^{\delta} \delta_{\text{ст}} + m_{pz}^{\prime}$$

где m_{z0} - коэффициент аэродинамического момента тангажа при нулевой подъемной силе ($C_{y_{\text{ст}}}=0$) и нейтральном положении стабилизатора и руля высоты ($\varphi_{\text{ст}} = 0$; $\delta_{\text{ст}} = 0$);

$m_z^c = (\bar{x}_T - \bar{x}_{F_{\text{ст}}})$ - частная производная коэффициента момента тангажа по $C_{y_{\text{ст}}}$, $\bar{x}_{F_{\text{ст}}}$, \bar{x}_T - координаты аэродинамического фокуса и центра масс самолета в долях САХ крыла; m_z^{φ} и m_z^{δ} - производные коэффициента момента тангажа по углам отклонения стабилизатора и руля высоты; m_{pz}^{\prime} - коэффициент момента тангажа от тяги силовой установки.

При управляемом стабилизаторе в выражении для m_z надо принять $\delta_{\text{ст}} = 0$, $\varphi_{\text{ст}} = \varphi_{\text{ст}}$.

Расчет m_z производится для ряда чисел M , охватывающих весь летный диапазон

В курсовом и дипломном проектировании можно ограничиться расчетом моментных характеристик, устойчивости и управляемости для одной высоты полета и средней полетной массы самолета m .

2.2.1 Расчет фокуса самолета

Аэродинамический фокус по углу атаки самолета складывается из фокуса самолета без горизонтального оперения и смещения фокуса от горизонтального оперения.

$$\bar{x}_{F\alpha} = \bar{x}_{F\alpha 0} + \bar{x}_{F\alpha 1}$$

где $\bar{x}_{F\alpha 0} = \bar{x}_{F\alpha p} + \Delta\bar{x}_{F\alpha \Pi} + \Delta\bar{x}'_{F\phi} + \Delta\bar{x}''_{F\phi} + \Delta\bar{x}_{F\alpha d}$.

Координата фокуса $\bar{x}_{F\alpha p} = \bar{x}_F$ эквивалентного прямоугольного крыла берется из табл. 2.1.

Поправка на влияние стреловидности крыла

$$\Delta\bar{x}_{F\alpha \Pi} = 2,822 \left(0,036 - \frac{0,06}{\eta} \right)$$

На координату $\bar{x}_F = \bar{x}_d$ для крыльев малого удлинения эта поправка не вносится.

Смещение фокуса от влияния фюзеляжа определяется следующими выражениями: влияние носовой части фюзеляжа

$$\Delta\bar{x}'_{F\phi} = \frac{k_{\phi} S_{\phi}^2 L_{\phi}}{C_{m\alpha}^0 S b_A}$$

Здесь L_{ϕ} - длина фюзеляжа;

$S_{\phi}^2 = L_{\phi} C_{\phi}$ - площадь прямоугольника, описанного около контура фюзеляжа в плане;

C_{ϕ} - ширина фюзеляжа;

$$k_{\phi} = \frac{3,7}{1 + 2\lambda_{\phi}} \left[\bar{x}_{\phi} - 0,01(1,5\lambda_{\phi} - 8) \right], \text{ для } \lambda_{\phi} = 8 \dots 14;$$

$$\lambda_{\phi} = \frac{L_{\phi}}{C_{\phi}}, \quad \bar{x}_{\phi} = \frac{x_{\phi}}{L_{\phi}},$$

где x_{ϕ} - расстояние от носа фюзеляжа до точки, расположенной на 1/4 САХ крыла.

Поправка $\Delta\bar{x}''_{F\phi}$ учитывает смещение центра давления консоли крыла в присутствии фюзеляжа (подфюзеляжная часть крыла не создает подъемной силы) по сравнению с изолированным крылом

$$\Delta \bar{x}_{F\phi} = F_2(\bar{C}_\phi, \eta) \lambda g \chi,$$

где F_2 берется по рис. 2.2., $\bar{C}_\phi = \frac{C_\phi}{l}$.

Смещение фокуса от влияния гондол двигателей, расположенных на крыле

$$\Delta \bar{x}_{F\omega} = -\bar{i} \left(\frac{\Delta x}{b} \right) \frac{b}{b_A} \frac{S_1}{S} k_{\omega\omega},$$

здесь \bar{i} - число гондол двигателей, $\frac{\Delta x}{b}$ - местное смещение фокуса на участках крыла, на которых расположены гондолы, выраженное в долях хорды крыла.

$$\frac{\Delta x}{b} = -0,06 + 0,48 \frac{E_{\omega\omega}}{b} \quad (\text{рис. 2.3.});$$

$$S_1 = C_{\omega\omega} b, \lambda_{\omega\omega} = \frac{l_{\omega\omega}}{C_{\omega\omega}};$$

$$k_{\omega\omega} = 4,92 - 1,2\lambda_{\omega\omega} + 0,075\lambda_{\omega\omega}^2.$$

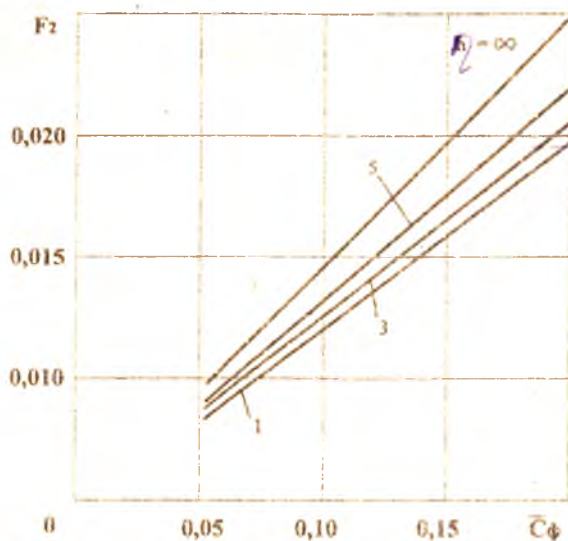


Рис. 2.2. График для определения функции $F_2 = (C_\phi, \eta)$

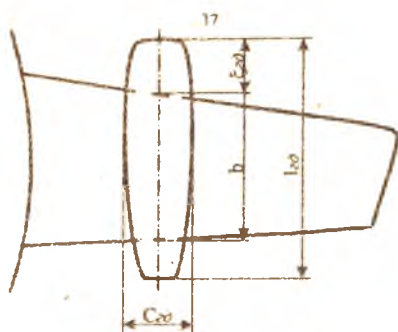


Рис. 2.3. К определению влияния гондол двигателей на положение фокуса

При расположении двигателей на хвостовой части фюзеляжа их мотогондолы и пилоны работают как дополнительное горизонтальное оперение. Приближенно можно учесть смещение фокуса по тем же формулам, что и для оперения, приняв величину $C_{\text{зад}}^a \approx 2,0 \dots 2,5$.

Смещение фокуса от горизонтального оперения

$$\Delta \bar{x}_{\text{фгв}} = K_{\text{го}} A_{\text{го}} \frac{C_{\text{зад}}^a}{C_{\text{зад}}^a} (1 - \varepsilon^a)$$

Коэффициент торможения потока в области горизонтального оперения

$$K_{\text{го}} = 0,93 - 0,3 \frac{S_{\text{го}}^{\phi}}{S_{\text{го}}}$$

где $S_{\text{го}}^{\phi}$ - площадь подфюзеляжной части горизонтального оперения

Относительная величина статического момента площади горизонтального оперения

$$A_{\text{го}} = \bar{S}_{\text{го}} \bar{L}_{\text{го}}$$

где $\bar{S}_{\text{го}} = \frac{S_{\text{го}}}{S}$; $\bar{L}_{\text{го}} = \frac{L_{\text{го}}}{b_A}$

Производная угла скоса потока от крыла в области оперения по углу атаки ε^a для крыльев обычных удлинений равна

$$\varepsilon^a = \varepsilon^c C_{\text{зад}}^a, \quad \text{где } \varepsilon^c = \frac{0,635}{\lambda} K_{\eta} K_x K_z K_y.$$

Поправки на форму крыла в плане

$$K_{\eta} = 1,24 - \frac{0,48}{\eta}; \quad K_x = 1 + 0,5 \left(\frac{x^*}{100} \right)^2;$$

поправки на взаимное расположение крыла и оперения

$$K_x = 1,55 - 0,85\bar{x}_{го} + 0,3\bar{x}_{го}^2; \quad K_y = 1 - 0,85\bar{y}_{го},$$

где $\bar{x}_{го} = \frac{2l_{го}}{l}$, $\bar{y}_{го} = \frac{2y_{го}}{l}$, l - размах крыла, $y_{го}$ - превышение хорды горизонтального оперения над центральной хордой крыла.

Для крыльев малых удлинений можно принять следующую методику расчета скола потока:

$$\epsilon^a = \frac{K_\epsilon}{57,3\lambda} C_{\text{го}}^a K_1 A,$$

где величина $K_\epsilon = f(\lambda\sqrt{M^2 - 1}, \bar{x})$ берется по рис. 2.4.

$$\bar{x} = \frac{x}{b_0}; \quad K_y = 1 - B\bar{y}, \quad \bar{y} = \frac{2y_{го}}{l}.$$

Коэффициент B определяется по рис. 2.5, коэффициент A - по рис. 2.6. Необходимо отметить, что в области $M=1$ обе методика оказываются неточными.

Для самолетов схемы "утка" $L_{го} < 0$; $K_{го} = 1,0$; $\epsilon^a = 0$; $\Delta\bar{x}_{Fго} < 0$. Результаты расчета заносятся в таблицу 2.3.

Таблица 2.3

Аэродинамический фокус самолета

M	$M_{\text{сам}}$ $M_{\text{сам}}$
$V = M a, \text{ м/с}$	
$\bar{x}_{Fго}$	
$\Delta\bar{x}_{Fго}$	
$\Delta\bar{x}'_{F\phi}$	
$\Delta\bar{x}^*_{F\phi}$	
$\Delta\bar{x}_{F\theta}$	
$\bar{x}_{F\theta}$	
$\Delta\bar{x}_{Fго}$	
$\bar{x}_{F\alpha}$	

Для самолета с крылом малого удлинения вместо $\bar{x}_{Fго}$ заносится \bar{x}_D , а величина $\Delta\bar{x}_{Fго}$

отсутствует.

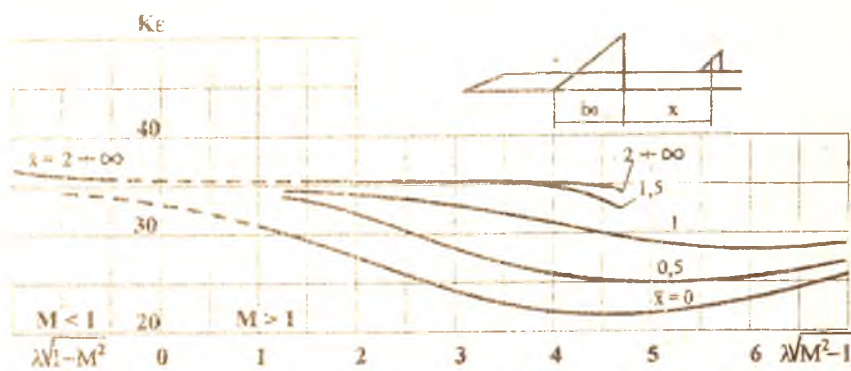


Рис. 2.4. График для определения угла схода потока за изолированными крыльями треугольной формы в плоскости

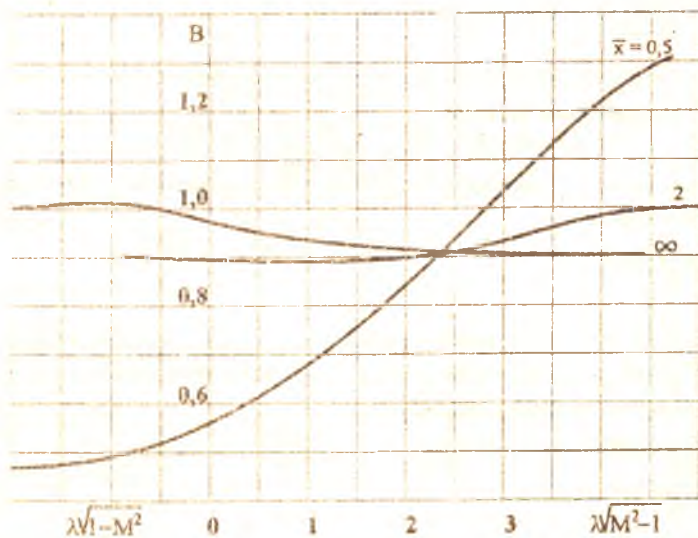


Рис. 2.5. График для определения коэффициента B

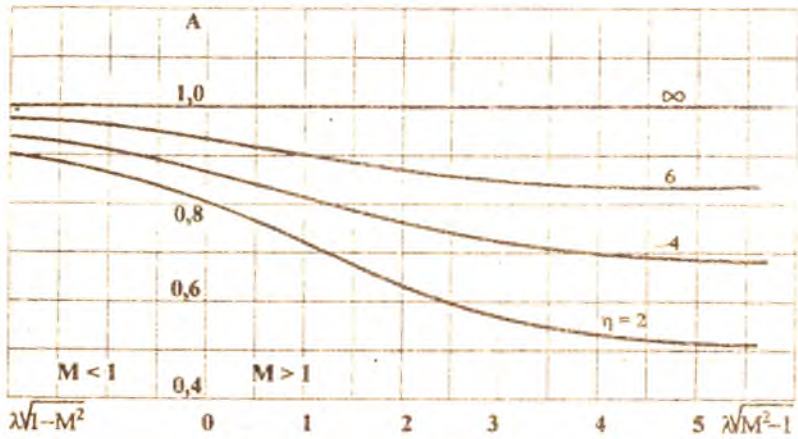


Рис. 2.6. График для определения коэффициента А

2.2.2. Расчет производных управляющих моментов (коэффициентов эффективности органов управления тангажем)

Для самолетов с управляемым стабилизатором коэффициент эффективности горизонтального оперения

$$m_x^{\sigma} = -K_{\text{го}} C_{y_{\text{го}}}^{\alpha} A_{\text{го}}$$

Для самолетов, имеющих подвижной стабилизатор с рулем высоты или неподвижный стабилизатор с рулем высоты, по той же формуле определяется производная коэффициента момента тангажа по углу установки стабилизатора $\varphi_{\text{уст}}$.

Коэффициент эффективности руля высоты

$$m_x^{S_b} = n_{\text{в}} m_x^{\sigma}$$

где $n_{\text{в}} = \sqrt{S_b/S_{\text{го}}}$ при $M < 1$; $n_{\text{в}} = S_b/S_{\text{го}}$ при $M > 1$.

Для самолетов схемы "бесхвостка", у которых управление тангажем осуществляется элеронами

$$m_{z_{\text{эв}}}^{\delta_{\text{эв}}} = -C_{y0}^2 n_{\text{эв}} \bar{L}_{\text{эв}},$$

где $n_{\text{эв}} = \sqrt{S_{\text{эв}} / S_{\text{Г0}}}$ при $M < 1$,

$$n_{\text{эв}} = S_{\text{эв}} / S_{\text{Г0}} \quad \text{при } M > 1$$

$S_{\text{эв}}$ - площадь элеронов, $\bar{L}_{\text{эв}} = \frac{L_{\text{эв}}}{b_{\text{эв}}}$

Плечо элеронов $L_{\text{эв}}$ отсчитывается от центра масс самолета до носка элерона при $M < 1$ и до середины хорды элерона при $M > 1$

Результаты расчетов занесены в табл. 2.4

2.2.3 Расчет коэффициента $m_{\text{эв}}$ в полетной конфигурации самолета

Коэффициент аэродинамического момента тангажа (при $C_{y_0} = 0$, $\varphi_{\text{уст}} = 0$, $\delta_{\text{э}} = 0$) равен

$$m_{\text{эв}} = m_{\text{эв0}} + m_{\text{эвс}}$$

Коэффициент момента тангажа самолета без горизонтального оперения при $C_{y_0} = 0$ приближенно можно принять

$$m_{\text{эв0}} = C_{\text{ав0}}^2 \Delta m_{\text{эвф}}$$

Коэффициент $C_{\text{ав0}}$ берется из характеристики профиля крыла, а приращение $\Delta m_{\text{эвф}}$ от влияния фюзеляжа

$$\Delta m_{\text{эвф}} = 0,18(\alpha_0 - \varphi_{\text{кр}}),$$

где α_0 - угол атаки при нулевой подъемной силе крыла, $\varphi_{\text{кр}}$ - угол установки крыла (между центральной хордой крыла и продольной осью самолета), обычно $\varphi_{\text{кр}} = 0,035 \dots 0,07$, т.е. $2 \dots 4^\circ$

Коэффициент момента тангажа горизонтального оперения (при $\varphi_{\text{вет}} = 0$, $\beta_0 = 0$)

$$m_{\text{зог0}} = m_{\Sigma}^{\circ}(\alpha_0 - \varepsilon_0),$$

где ε_0 - начальный угол скоса потока от фюзеляжа и других несущих частей самолета берется в пределах 0,018...0,027 для оперения, расположенного на фюзеляже, и 0...0,01 для Т-образного оперения.

Результаты расчетов заносятся в табл. 2.4

2.2.4. Расчет коэффициента момента тангажа от тяги силовой установки

Момент от тяги возникает в случае, если вектор тяги проходит выше или ниже центра масс самолета. В общем случае коэффициент момента от тяги равен

$$m_{pz} = -\frac{P y_p}{S q b_{\lambda}},$$

где y_p - плечо тяги относительно центра масс самолета (по направлению оси ОУ).

В установившемся горизонтальном полете $P = P_0 = X_{\text{в}}$,

$$\text{и тогда} \quad m_{pz} = -C_{\text{за}} \bar{y}_p, \quad \bar{y}_p = \frac{y_p}{b_{\lambda}},$$

где значения $C_{\text{за}} = f(H, M)$ можно взять из расчета потребных тяг для выбранной высоты полета.

Моменты, возникающие при работе силовой установки от косої обдувки, от изменения обтекания крыла и оперения в сильной степени зависят от режима работы двигателя и режима полета самолета. Для их определения требуются дополнительные характеристики, трудно поддающиеся расчету. В данном пособии такие моменты не рассматриваются, и при необходимости сведения о них можно найти в литературе [1],[2],[3].

Результаты расчетов заносятся в табл. 2.4

2.3 Диапазон допустимых центровок

Допускаемые в эксплуатации самолета центровки \bar{x}_T должны находиться между предельной задней центровкой $\bar{x}_{T \max}$, определяемой требованиями статической устойчивости на всех режимах полета, и предельной передней $\bar{x}_{T \min}$, определяемой требованиями управляемости.

2.3.1 Предельная задняя центровка

Предельная задняя центровка самолета определяется из условия, чтобы степень продольной статической устойчивости по перегрузке σ_n на всех режимах полета была не менее заданной $[\sigma_n]_{\min}$. Однако это требование с небольшой погрешностью можно заменить более простым (не зависящим от высоты полета) требованием минимального запаса центровки:

$$(\bar{x}_{F_0} - \bar{x}_T)_{\min} \geq \Delta$$

Если построить зависимость $\bar{x}_{F_0} = f(M)$ по результатам расчетов табл.2.3 (рис. 2.7), то при некотором значении числа M , лежащем внутри летного диапазона скоростей, можно определить самое переднее положение фокуса $\bar{x}_{F_0 \min}$. Тогда

$$\bar{x}_{T \max} = \bar{x}_{F_0 \min} - \Delta$$



Рис. 2.7 К определению допустимого диапазона центровок

Величина минимального запаса центровки Δ определяется типом самолета.

Пассажирские и транспортные дозвуковые

самолеты с полетной массой до 100 т 0,10

То же, свыше 100 т 0,12

Маневренные самолеты 0,03 - 0,05

“Бесхвостки” 0,02 - 0,03

Для сверхзвуковых самолетов самое переднее положение фокуса получается на дозвуковых скоростях. Чтобы исключить излишнюю большую устойчивость при $M > 1$, запас центровки принимают возможно меньшим: $\Delta = 0,02 - 0,03$.

Принимая истинное положение центра масс \bar{x}_T из весового расчета самолета для выбранного варианта загрузки, получим

$$m_x^C y = \bar{x}_T - \bar{x}_{Pa} = f(M).$$

Если весовой расчет не производится, то \bar{x}_T можно задать ориентировочно:

$$\bar{x}_T = \bar{x}_{m_1} - (0,03 \dots 0,08),$$

где большие значения относятся к маневренным самолетам.

Результаты расчета $m_x^C y$ заносятся в табл. 2.4.

2.3.2. Предельная передняя центровка

Предельная передняя центровка определяется из условия достаточности органов управления для балансировки самолета на режиме посадки ($V = V_{ок}$) с выпущенными механизацией и шасси, а также из условия балансировки самолета при разбеге в момент подъема передней стойки шасси. Расчет произведем только для режима посадки как наиболее худшего в смысле балансировки.

Величина предельной передней центровки существенно зависит от угла установки стабилизатора $\varphi_{уст}$. Угол установки подвижного стабилизатора обычно выбирается таким образом, чтобы на основных режимах полета самолет балансировал по моменту при нейтральном положении руля высоты.

Выбор $\varphi_{уст}$ производится из условия равенства нулю коэффициента момента тангажа самолета ($m_x = 0$) при $\delta_x = 0$ по выражению

$$\varphi_{уст} = -\frac{1}{m_x^0} (m_{z_0} + m_x^C C_{z_0} + m_{z_2})$$

Здесь все величины в правой части берутся для N и M основного режима полета.

Предельная передняя центровка определяется из условия балансировки самолета при посадке

$$\bar{x}_{\text{шт}} = \bar{x}_{\text{взл}} - \frac{1}{C_{y\text{полос}}} \left[m_{\text{взл}}^{\text{всх}} + \Delta m_{\text{золи}} + m_1^{\text{всх}} (n_1 \delta_{\text{взл}} + \alpha_{\text{полос}} + \varphi_{y\text{шт}} - \varepsilon_{\text{полос}}) \right].$$

Углы атаки $\alpha_{\text{полос}}$ и $C_{y\text{полос}}$ определены ранее при расчете посадочной дистанции. Коэффициент момента тангажа самолета без горизонтального оперения с учетом отклонений механизации крыла

$$m_{\text{взл}}^{\text{всх}} = m_{\text{золи}} + \Delta m_{\text{зо}}^{\text{всх}},$$

где $\Delta m_{\text{зо}}^{\text{всх}} = -0,25 \Delta C_{m1}^{\text{всх}}$.

Приращение коэффициента подъемной силы от механизации берется из зависимостей $C_{ya}(\alpha)$ для посадочной и полетной конфигураций самолета при $\alpha = 0$:

$$\Delta C_{y1}^{\text{всх}} = C_{y1}(\delta^{\text{всх}}) - C_{y1}(\delta^{\text{полос}}) = 0$$

Величину $\Delta m_{\text{золи}}$ приближенно можно принять равной

$$\Delta m_{\text{золи}} \approx - (0,05 \dots 0,10).$$

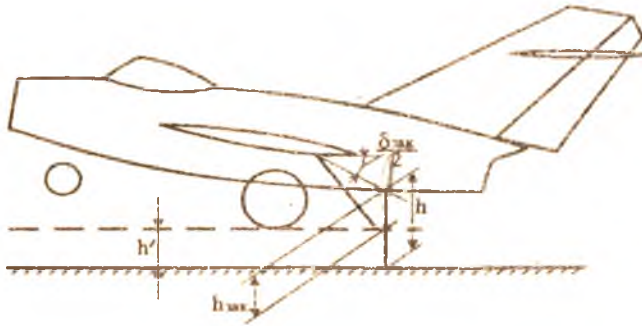
Угол отклонения руля высоты при посадке $\delta_{\text{взл}} = 0,9 \delta_{\text{взр}}$, где $\delta_{\text{взр}} = - (0,4 \dots 0,5)$ - предельное конструктивное отклонение руля высоты вверх. Угол скаса потока с учетом влияния Земли и отклоненной механизации определяется выражением

$$\varepsilon_{\text{полос}} = \left(e^{\alpha} \alpha_{\text{полос}} + \frac{0,55}{\lambda_{\text{мех}}} \Delta C_{y1}^{\text{мех}} \right) \sqrt{\frac{h}{l}},$$

где удлинение части крыла, обслуживаемой механизацией, $\lambda_{\text{мех}} = \frac{l_{\text{мех}}^2}{S_{\text{мех}}}$; $h = h_{\text{зак}} + h'$ -

расстояние от закрылков до земли (рис. 2 В), расстояние от колес до земли принимается $h' = 0,2 \text{ в.л.}$

Если полученное значение $\bar{x}_{\text{шт}}$ не удовлетворяет требованиям, предъявляемым к допустимому диапазону центровок (рис. 2 Г), то следует применять подвижной стабилизатор и на режиме посадки определять значение $\varphi_{y\text{шт}}$, отличное от $\varphi_{y\text{шт}}$ основного режима полета.

Рис 2.8. К определению расстояния h .

Для самолетов с управляемым стабилизатором

$$\bar{x}_{\text{пш}} = \bar{x}_{F\text{вго}} - \frac{1}{C_{y\text{полос}}} \left[m_{\text{обго}}^{\text{вес}} + \Delta m_{\text{доск}} + m_x^{\delta} (\varphi_{\text{пол}} + \alpha_{\text{пол}} - \varepsilon_{\text{пол}}) \right].$$

Угол отклонения стабилизатора при посадке $\varphi_{\text{пол}}$ принимается в пределах $(-0,25; 0,35)$

Для самолетов схемы "бесхвостка"

$$\bar{x}_{\text{пш}} = \bar{x}_{F\text{вго}} - \frac{1}{C_{y\text{полос}}} \left[m_{\text{обго}} + \Delta m_{\text{доск}} + m_x^{\delta_{\text{зсп}}} \delta_{\text{зсп}} \right].$$

Предельное значение отклонения элеронов вверх $\delta_{\text{зсп}} = -0,35$.

Допустимый диапазон центровок ограничен предельной передней и предельной задней центровками:

$$\bar{x}_{\text{пш}} \leq \bar{x}_1 \leq \bar{x}_{\text{пз}}.$$

Полученные значения предельных центровок наносятся на график (см. рис. 2.7) и на чертеж общего вида самолета (по отношению к САХ крыла). Уточняется, если необходимо, расположение грузов и топлива на самолете (или увеличивается $A_{T0} = \bar{S}_{T0} \bar{l}_{T0}$) с тем, чтобы все эксплуатационные центровки укладывались в допустимый диапазон.

2.4. Балансировка самолета в прямолинейном установившемся горизонтальном полете

Балансировка самолета по моментам тангажа на различных режимах полета осуществляется отклонением органов управления. Сначала определяется момент тангажа, подлежащий балансировке. Коэффициент этого момента обозначается через $m_x(\delta)$. Обозначение (0) соответствует нейтральному положению органов управления.

2.4.1 Момент тангажа самолета в установившемся горизонтальном полете при нейтральном положении органов управления

При нестолкновении руля высоты коэффициент момента тангажа самолета

$$m_z(0) = m_{z0} + m_z^{C_y} C_{y0} + m_z^{\varphi} \varphi_{уст} + m_{pz}$$

Для самолетов с управляемым стабилизатором и схемы "бесхвостка" в этом выражении надо положить $\varphi_{уст} = 0$.

Для выбранной высоты полета рассчитываются зависимости $m_z(0) = f(V)$ для дозвуковых самолетов или $m_z(0) = f(M)$ для сверхзвуковых. Схема расчета приведена в табл. 2.4.

Таблица 2.4

Расчет момента тангажа $m(0)$.

$H = \dots$ м	$a = \dots$ м/с	$\rho = \dots, \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$	$m = \dots$ кг
M		$M_{\text{зад}}, M_{\text{пол}}$	Задается
$V = \sqrt{M^2}$, м/с			
$C_{y0} = \frac{2mg}{S\rho V^2}$			
m_z^{φ}			по 2.2.2
$m_{\text{обьект}}$			по 2.2.3
$m_{\text{воста}}$			то же
m_{z0}			то же
\bar{x}_{Fu}			из табл. 2.3
$m_z^{C_y} = \bar{x}_T - \bar{x}_{Fu}$			
$m_z^{C_y} C_{y0}$			для основного режима полета (по 2.3.2)
$\varphi_{уст}$			
$m_z^{\varphi} \varphi_{уст}$			по 2.2.4
m_{pz}			
$m_z(0)$			

По результатам расчета строится график зависимости $m_z(0) = f(C_{y0})$ (рис. 2.9)

2.4.2. Балансировочная кривая по отклонениям органов управления

Условием балансировки самолета в установившемся горизонтальном полете является равенство нулю момента тангажа, действующего на самолет ($m_z = 0$). Из этого условия определяются требуемые для балансировки углы отклонения органов управления δ_{oy} . С учетом потерь подъемной силы на балансировку

$$\delta_{oy} = - \frac{m_z(0)}{m_z^{\delta_{oy}} \left(1 + \frac{m_z^{C_y}}{L_{\Gamma 0}} \right)}$$

где

$$\delta_{oy} = \begin{Bmatrix} \delta_e \\ \varphi_{cm} \\ \delta_{\text{де}} \end{Bmatrix}, \quad m_z^{\delta_{oy}} = \begin{Bmatrix} m_z^{\delta_e} \\ m_z^{\varphi} \\ m_z^{\delta_{\text{де}}} \end{Bmatrix} \begin{array}{l} \text{— для руля высоты,} \\ \text{— для управляемого стабилизатора,} \\ \text{— для элеронов} \end{array}$$

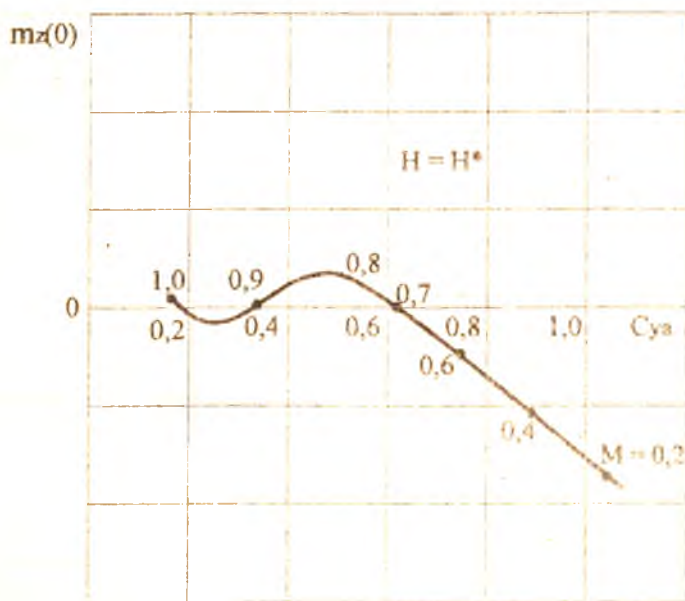


Рис. 2.9. Примерный вид зависимости $m_z(0)$

Вычисление $\delta_{\omega}(M)$ или $\delta_{\omega}(V)$ рекомендуется проводить, продолжая табл. 2.4, в дальнейшем включая в нее расчет усчлий. Примерный вид балансировочных кривых для δ_{ω} и P_{ω} приведен на рис. 2.10.

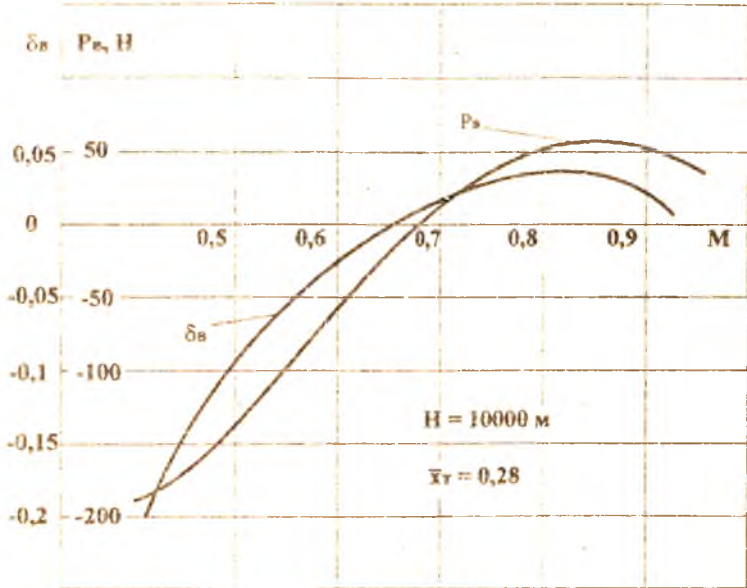


Рис. 2.10. Примерный вид балансировочных кривых

2.4.3. Балансировочная кривая по усилиям на рычагах управления тангажем

В простейшей системе ручного продольного управления, в которой отсутствуют рулевые приводы (бустеры) и автоматические устройства, усилие на рычагах управления, потребное для балансировки самолета в горизонтальном установившемся полете, определяется по выражению

$$P_B = -K_{\omega} S_B b_{\omega H} K_{\tau 0} (m_{\omega}^{\alpha} \alpha_{\tau 0} + m_{\omega}^{\delta} \delta_{\omega}) q,$$

где K_{ω} - коэффициент передачи усилий, обычно $K_{\omega} = 1,0 \dots 2,0 \text{ м}^{-1}$, $b_{\omega H}$ - САХ руля высоты.

Угол атаки горизонтального оперения

$$\alpha_{\tau 0} = \alpha_0 + \varphi_{\text{уст}} - \varepsilon_0 + (1 - \varepsilon^2) \frac{C_{\text{но}}}{C_{\text{но}}^{\alpha}}$$

Балансировочное значение δ_{α} берется по ? 4.2.

Производные коэффициента шарнирного момента при $M < 1$:

$$m_{\text{ш}}^{\alpha \text{го}} = -0,12 \bar{S}_{\alpha} (1 - 3,6 \bar{S}_{\alpha}) C_{\text{упго}}^{\alpha} \cos \chi_{\alpha};$$

$$m_{\text{ш}}^{\delta_{\alpha}} = -0,14 (1 - 6,5 \bar{S}_{\alpha}^{1,5}) C_{\text{упго}}^{\alpha} \cos^2 \chi_{\alpha};$$

где χ_{α} - угол стреловидности руля высоты по передней кромке; $\bar{S}_{\alpha} = S_{\alpha} / S_{\text{вн}}$ - относительная площадь руля высоты; $\bar{S}_{\alpha k} = S_{\alpha k} / S_{\alpha}$ - относительная площадь осевой компенсации, которая выбирается в пределах 0,1...0,25. Меньшие значения выбираются для легких самолетов.

При $\bar{S}_{\alpha k} > 0,28$ наступает перекомпенсация, что недопустимо.

$$\text{Для сверхзвуковых скоростей } m_{\text{ш}}^{\alpha \text{го}} = m_{\text{ш}}^{\delta_{\alpha}} = \frac{2(1 - 2\bar{S}_{\alpha})}{\sqrt{M^2 - 1}}$$

Для сверхзвуковых самолетов с необратимым бустерным управлением с целью уменьшения шарнирных моментов на сверхзвуке можно использовать большие значения $\bar{S}_{\alpha k}$ ($\approx 0,4$), допуская перекомпенсацию на дозвуковых скоростях.

Если балансировочные усилия, полученные для простейшей системы управления, велики (НЛПС ограничивают усилия на рычагах продольного управления величиной 350Н), то необходимо применение бустерного управления.

При необратимой системе и линейной характеристике загрузочного механизма усилие на рычаге управления

$$P_B = K_{\text{ж}} \frac{\delta_{\alpha}}{K_{\text{ш}}}.$$

Характеристика жесткости загрузочного механизма $K_{\text{ж}} = dP_{\alpha} / d\delta_{\alpha}$ выбирается исходя из получения приемлемых усилий. Ориентировочные значения $K_{\text{ж}}$ для штурвала 1500...3000 Н/м, для центральной ручки 800...2000 Н/м и для боковой ручки 500...1200 Н/м при использовании ЭДСУ [8].

Необходимо отметить, что линейная характеристика загрузочных механизмов имеет недостатки, затрудняющие управление самолетом. Для улучшения характеристик управляемости применяются автоматы регулировки управления (АРУ), изменяющие $K_{\text{ш}}$, и автоматы регулировки загрузочного механизма (АРЗ), регулирующие $K_{\text{ж}}$ в зависимости от скоростного напора [1].

Примечание.

В обратной системе, как и в простейшей, имеется обратная связь от руля к рычагам управления.

Усилия подсчитываются по формуле

$$P_{\text{Д}} = -K_{\text{об}} K_{\text{эгр}} S_4 \delta_{\text{ДН}} K_{\text{ГО}} (m_{\text{ГО}}^{\alpha} \alpha_{\text{ГО}} + m_{\text{ГО}}^{\delta_4} \delta_4) q,$$

где $K_{\text{об}}$ - коэффициент обратимости системы, обычно 0,05...0,1 и более до 0,2

Обратимая система менее универсальна, чем необратимая, поэтому применяется реже и только на самолетах, не достигающих критических чисел M полета.

2.5 Вращательные производные

Величина производной коэффициента демпфирующего момента тангажа самолета по безразмерной угловой скорости $\bar{\omega}_z$ определяется по выражению

$$m_z^{\bar{\omega}_z} = 1,2 m_{z\dot{\chi}} + m_{z\dot{\alpha}}.$$

Производная коэффициента демпфирующего момента горизонтального оперения

$$m_{\text{ГО}}^{\bar{\omega}_z} = m_z^{\varphi} \frac{\bar{I}_{\text{ГО}}}{\sqrt{K_{\text{ГО}}}}.$$

Производная коэффициента демпфирующего момента крыла при $M < 1$

$$m_{\text{зкр}}^{\bar{\omega}_z} = -C_{\text{зо}}^{\alpha} (A + B \lambda_{\text{гк}} \chi + C \lambda^2 \text{гк}^2 \chi) - D,$$

где величины A, B, C и D определяются по рис. 2.11, 2.12 и 2.13

Для сверхзвуковых скоростей

$$m_{\text{зкр}}^{\bar{\omega}_z} = -C_{\text{зо}}^{\alpha} (A_1 + B_1 (0,5 - \bar{x}_T) + (0,5 - \bar{x}_T)^2),$$

где величины A_1 и B_1 определяются по рис. 2.14, 2.15.

Производная коэффициента момента тангажа самолета от запаздывания схода потока

$$m_z^{\bar{\alpha}} = s^{\alpha} m_{z\dot{\alpha}}.$$

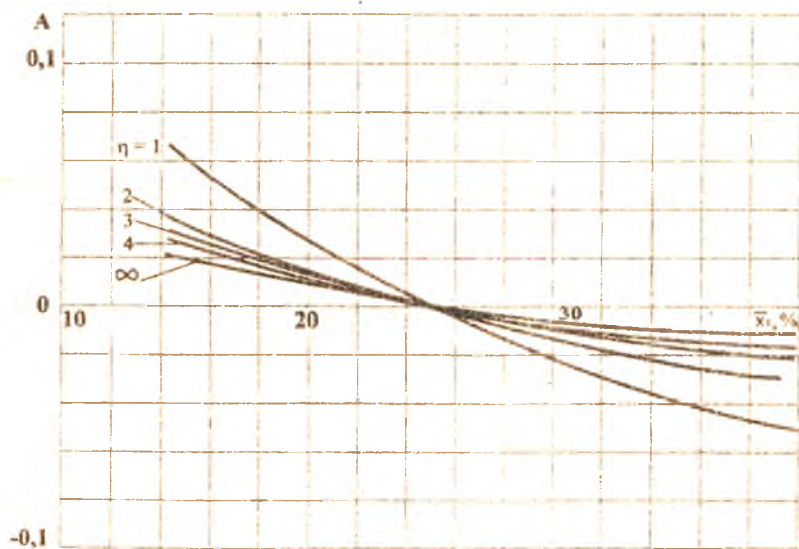
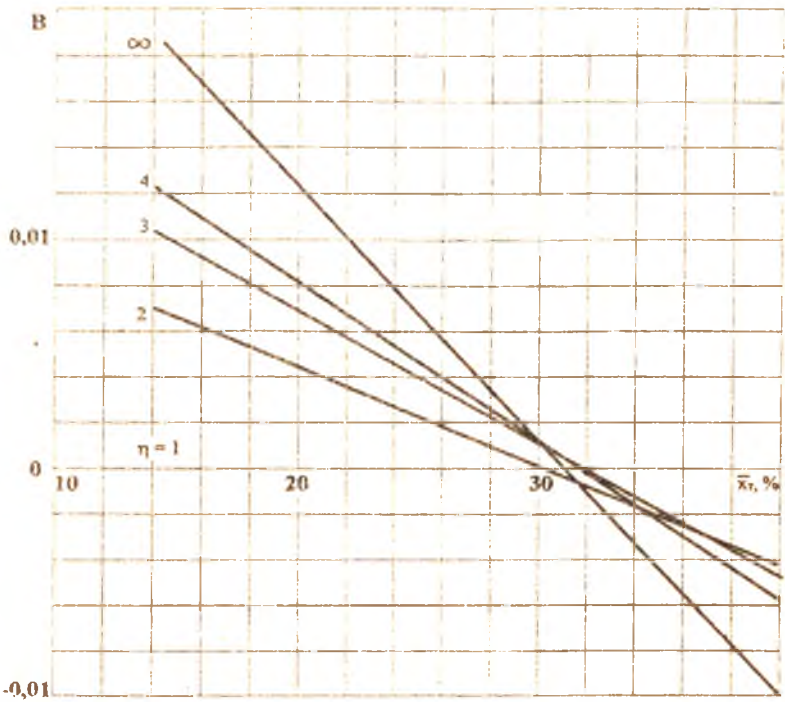
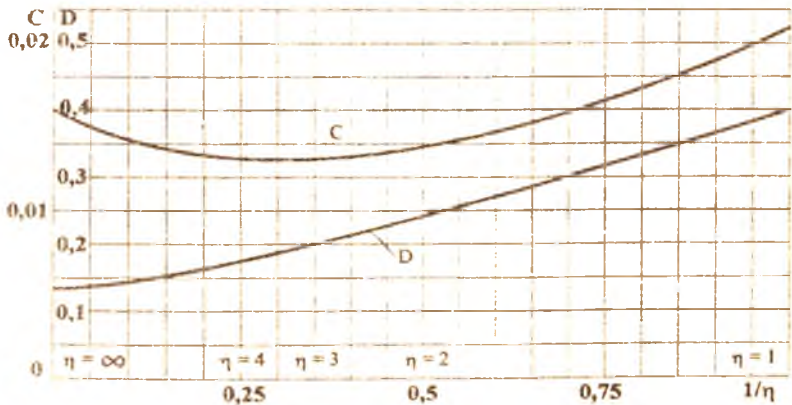


Рис. 2.11. График для определения коэффициента A

Рис. 2.12. График для определения коэффициента B Рис. 2.13. График для определения коэффициентов C и D

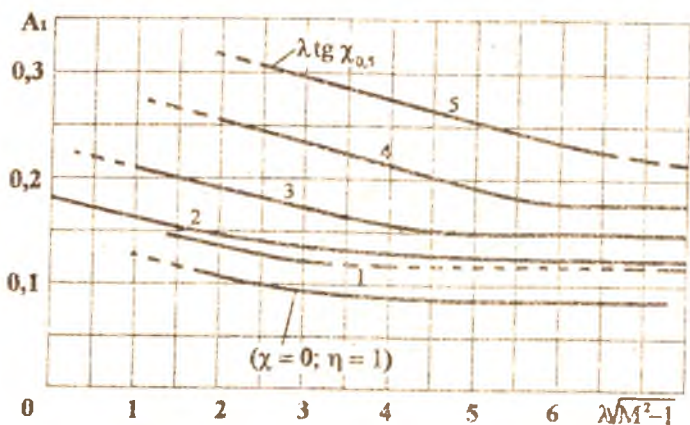


Рис. 2.14. График для определения коэффициента A_1 ($\eta = \infty$)

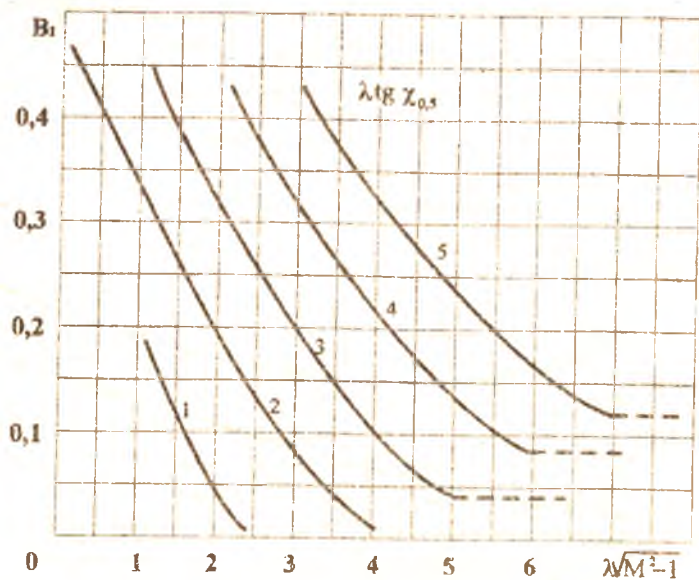


Рис. 2.15. График для определения коэффициента B_1 ($\eta = \infty$)

2.6 Основные показатели продольной статической устойчивости и управляемости.

Нейтральная центровка

К количественным показателям продольной статической устойчивости самолета относятся степени статической устойчивости по перегрузке и по скорости.

Статическую устойчивость самолета рассматривают как при фиксированных органах и рычагах управления, так и при освобожденном управлении.

Степень продольной статической устойчивости по перегрузке в квазиустановившемся криволинейном движении при фиксированных органах управления ($\delta_{\omega} = \text{const}$) определяется выражением

$$\sigma_n = m_z^C y + \frac{m_z^{\omega_z}}{\mu} = \bar{x}_T - \bar{x}_{F_0} + \frac{m_z^{\omega_z}}{\mu}$$

Здесь $\mu = \frac{2m}{\rho S b_A}$ - относительная плотность самолета в продольном движении. Так как

\bar{x}_{F_0} и $m_z^{\omega_z}$ являются функциями числа M , а μ непосредственно зависит от высоты полета, то $\sigma_n = f(H, M)$.

Степень продольной статической устойчивости по скорости при фиксированных органах

управления $\sigma_v = \left(\frac{dm_z}{dC_{y\omega}} \right)_{n_{y\omega} = 1}$ определяется графическим дифференцированием кривой

$m_z(0) = A(C_{y\omega})$ (см 2.4.1) в точках, соответствующих заданным числам M .

На самолетах с необратимой системой управления применяются автоматы, отклоняющие органы управления при воздействии возмущений по определенному закону независимо от действий летчика. В этом случае степень статической устойчивости при фиксированных органах управления будет отличаться от степени устойчивости при фиксированном положении рычагов управления.

При включении идеального демфера тангажа степень статической устойчивости по перегрузке с фиксированной ручкой управления

$$\sigma_{n\text{дф}} = \sigma_n + \frac{K_{\omega_z} m_z^{\delta_{\omega_z}}}{\mu b_A}$$

где $K_{\omega z} = \frac{d\delta_a}{d\omega_z}$ - передаточный коэффициент демфера, который можно принять равным 1,0 с.

Формулы для определения степени статической устойчивости по перегрузке σ_{np} и по скорости $\sigma_{вф}$ при наличии в системе управления других автоматов (устойчивости, АРУ) приведены в [1].

Если в системе управления отсутствуют автоматические устройства, то $\sigma_n = \sigma_{нз}$ и $\sigma_v = \sigma_{вф}$.

К количественным показателям статической управляемости в квазиустановившемся криволинейном движении относятся коэффициенты расхода ручки x_e^n и усилия P_B^n на перегрузку.

Коэффициент расхода ручки на перегрузку

$$x_e^n = - \frac{C_{y\alpha} \sigma_{вф}}{K_{\omega} m \delta_a},$$

где $C_{y\alpha}$ - коэффициент аэродинамической подъемной силы самолета в горизонтальном полете с той же скоростью и на той же высоте, что и в установившемся криволинейном движении

Коэффициент расхода усилий на перегрузку для самолетов с необратимой системой управления

$$P_B^n = K_{\omega} x_e^n$$

Для самолетов с обратимой системой управления

$$P_B^n = P_B^{\bar{x}T} \sigma_{nc}$$

Здесь $P_B^{\bar{x}T}$ - коэффициент расхода усилий на единичное смещение центровок

$$P_B^{\bar{x}T} = K_{\omega} K_{обр} S_e b_{\Delta} K_{го} \frac{m \delta_a}{m \delta_a} \frac{mg}{S};$$

σ_{nc} - степень статической устойчивости по перегрузке с освобожденным управлением

$$\sigma_{nc} = \sigma_n - m \frac{\delta_a}{m \delta_a} \frac{m \alpha_{го}}{m \delta_a} \left(\frac{1 - \epsilon^{\alpha}}{C_{y\alpha}} + \frac{\bar{L}_{го}}{\mu \sqrt{K_{го}}} \right)$$

Для самолетов с управляемым стабилизатором вместо производных по δ , надо брать производные по $\varphi_{ст}$.

Нейтральная центровка самолета по перегрузке определяется из условия $\sigma_n = 0$ по выражению

$$\bar{x}_c = \bar{x}_{c0} - \frac{m \bar{\omega}_c}{\mu} = f(\bar{H}, M)$$

Определив нейтральную центровку, можно уточнить величину предельно задней центровки и соответственно диапазон допустимых центровок

$$\bar{x}_{ПДЗ} = \bar{x}_{к.зад} - \Delta$$

Расчет вращательных производных, показателей статической устойчивости и управляемости, нейтральных центровок сводится в таблицу, являющуюся продолжением табл. 2.4.

2.7. Динамика продольного короткопериодического возмущенного движения самолета

Продольное короткопериодическое движение рассчитывается для крейсерской высоты и крейсерской скорости полета (согласно п. 1.5.2.2 или п. 1.5.2.3).

2.7.1. Собственное короткопериодическое движение

Однородное уравнение собственного короткопериодического движения самолета имеет вид

$$\bar{x} + 2h\dot{\bar{x}} + \omega^2 \bar{x} = 0,$$

где \bar{x} - отклонение параметра $\Delta\alpha$ или $\Delta\mu_y$ в возмущенном движении от его значения в невозмущенном, $h = \frac{1}{2\tau} \left(C_{y\dot{\alpha}} - \frac{m \bar{\omega}_c^2 + m \bar{\omega}_c^2}{I_x} \right)$ - коэффициент демпфирования,

$\omega^2 = -\frac{1}{\tau^2} \frac{\mu}{I_x} C_{y\alpha} \sigma_n$ - квадрат угловой частоты недемпфированных колебаний (опорной частоты),

$$\tau = \frac{2m}{S\rho V} - \text{масштаб времени,}$$

$$i_x = \frac{I_x}{\pi b_A^2} \approx \left(0,2 \frac{L}{b_A} \right)^2 - \text{безразмерный момент инерции самолета, } L - \text{полная длина}$$

самолета

Характеристическое уравнение имеет вид

$$\lambda^2 + 2h\lambda + \omega^2 = 0,$$

корни которого при $\omega^2 > h^2$ и $\omega^2 > 0$ будут комплексными сопряженными $\lambda_{1,2} = -h \pm iv$, а собственное короткопериодическое возмущенное движение - колебательным. Здесь

$$v = \sqrt{\omega^2 - h^2} = \omega\sqrt{1 - \xi^2} \quad - \text{угловая частота колебаний параметров движения, } \xi = \frac{h}{\omega} \quad -$$

относительный коэффициент демпфирования.

При $h^2 > \omega^2$ и $\omega^2 > 0$ корни будут действительными, а собственное возмущенное движение - аperiodическим. Этот случай практически не встречается и в данном пособии не рассматривается.

Условиями устойчивости невозмущенного (опорного) движения являются неравенства $h > 0$ и $\omega^2 > 0$.

2.7.2. Вынужденное возмущенное движение. Переходный процесс при ступенчатом отклонении органов управления тангажем

Вынужденное короткопериодическое возмущенное движение самолета описывается неоднородными уравнениями [1]. Решение этих уравнений при ступенчатом отклонении органа управления на величину $\Delta\delta_{0y} = \text{const}$ даст

$$\Delta n_{y\alpha}(t) = \frac{m_x^{\delta_{0y}} \Delta\delta_{0y}}{C_{y\alpha} \sigma_a} F(t),$$

$$\Delta \alpha(t) = \frac{m_z^{\delta_{0y}} \Delta\delta_{0y}}{C_{y\alpha}^{\alpha} \sigma_a} F(t).$$

Безразмерная переходная функция $F(t)$ имеет вид (рис. 2.16):

$$F(t) = \frac{\Delta n_{y\alpha}(t)}{\Delta n_{y\alpha \text{уст}}} = \frac{\Delta \alpha(t)}{\Delta \alpha_{\text{уст}}} = 1 - \frac{\omega}{v} e^{-ht} \sin(\omega t + \varphi)$$

Здесь $\varphi = \arcsin \sqrt{1 - \xi^2}$ - сдвиг вынужденных колебаний по фазе. Величины h , ω и v берутся по результатам расчета собственного движения.

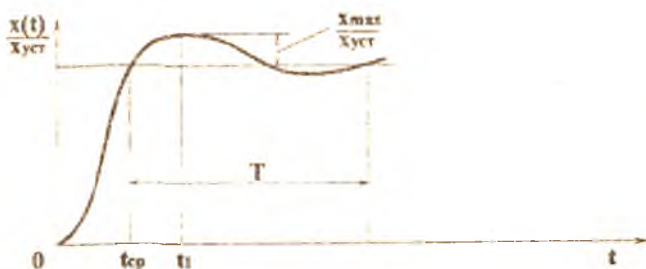


Рис. 2.16. К определению характеристик переходного процесса

Основные характеристики качества переходного процесса в короткопериодическом колебательном движении определяются по следующим формулам:

период и частота собственных колебаний

$$T = \frac{2\pi}{\nu}, \quad f = \frac{1}{T};$$

время и число колебаний до практически полного затухания переходного процесса

$$t_{\text{зат}} = \frac{3}{h}, \quad n_{\text{зат}} = 0,48 \frac{\nu}{h};$$

время срабатывания

$$t_{\text{сп}} = \frac{\pi - \varphi}{\nu};$$

максимальный относительный заброс

$$\frac{\Delta x}{x_{\text{уст}}} = \frac{x_{\text{мах}} - x_{\text{уст}}}{x_{\text{уст}}} = e^{-\frac{\pi h}{\nu}}$$

соответствует минимальному времени $t_1 = \frac{\pi}{\nu}$. Здесь под x понимаются параметры $\Delta a(t)$ или

$\Delta n_{\text{ст}}(t)$

Если $h^2 > \omega^2$ ($\xi \geq 1$), то переходный процесс будет аperiodическим [1].

2.8 Основные требования, предъявляемые к показателям продольной устойчивости и управляемости

Допустимые значения некоторых основных показателей статической и динамической устойчивости и управляемости нормируются для самолетов соответствующего класса и назначения. Ниже приводятся требования к этим показателям:

1. Самолет должен быть статически устойчивым по перегрузке ($\sigma_n < 0$) на всех режимах полета и по скорости ($\sigma_v < 0$) на основных режимах. Вводится некоторый требуемый минимальный запас устойчивости $|\sigma_n|_{\text{мин}} \geq \Delta$ (см. 2.3.1), где Δ составляет 0,1–0,12 для тяжелых и 0,03–0,05 для маневренных самолетов.

2. Для сохранения запаса управляемости отклонение органа управления тангажем руля высоты при балансировке самолета δ_z на любом расчетном режиме не должно превышать $0,9\delta_{\text{доп}}$, допустимого по конструктивным ограничениям: $\delta_{\text{доп}} \approx (0,4 \dots 0,5)$.

3. Усилия на рычагах продольного управления не должны превышать 350 Н.

4. Коэффициенты расхода ручки X_B^n и усилия на ней P_B^n на перегрузку должны быть отрицательными.

Желательные их значения (по абсолютной величине) приведены в табл. 2.5

Таблица 2.5

Коэффициенты расхода на перегрузку	Маневренные самолеты	Неманевренные самолеты		
		$m < 50$ т	$m = 50 \dots 100$ т	$m > 100$ т
$ X_B^n $, мм	10...30	20...60	30...90	40...120
$ P_B^n $, Н	20...60	60...180	100...300	200...6000

5. Собственная частота колебаний f не должна превышать предельных значений $f_{\text{макс}}$, допустимых при отсутствии "раскачки" из-за запаздывания реакции летчика. Значения $f_{\text{макс}}$ составляют 0,5–0,7 Гц для тяжелых и 1,0–1,2 Гц для маневренных самолетов.

6. Время срабатывания $t_{\text{ср}}$ не должно превышать 4,0 с для тяжелых и 1,5–2,0 с для маневренных самолетов.

7. Относительный заброс $\overline{\Delta X}$ не должен превышать 20–30% для тяжелых и 40–50% для маневренных самолетов.

Практика показывает, что для современных скоростных самолетов все эти требования только средствами аэродинамической компоновки выполнить не удастся. Включение в систему управления специальных автоматических устройств позволяет получить требуемые характеристики (показатели) устойчивости и управляемости самолета.

2.9 Выводы и рекомендации

Работа должна содержать краткие выводы и, если необходимо, рекомендации по улучшению летных характеристик и характеристик устойчивости и управляемости.

Полученные в результате расчетов летные характеристики надо сопоставить с заданными или с характеристиками самолета-прототипа. Если имеются большие отклонения, то необходимо объяснить их причину и внести рекомендации по улучшению характеристик.

Расчитанные показатели устойчивости и управляемости необходимо сравнить с требуемыми. В случае малых отклонений следует объяснить их причину и внести рекомендации по улучшению устойчивости и управляемости самолета. При больших отклонениях необходимо обеспечить требуемые характеристики за счет введения автоматических устройств в систему управления самолетом, проводя соответствующие расчеты.

2.10. Оформление работы

Работа завершается пояснительной запиской.

Записка должна включать: титульный лист, оглавление, основную часть, список литературы и приложения (если они имеются).

В основную часть пояснительной записки включаются все необходимые материалы по каждому разделу работы: расчеты, обоснования, рисунки, таблицы и т.д.

Основная часть пояснительной записки начинается с краткого технического описания самолета-прототипа: указывается наименование самолета, его назначение, страна (фирма-изготовитель), год выпуска. Дается краткое описание устройства самолета и чертеж его общего вида в трех проекциях: сверху, справа и спереди. На чертеже проставляются основные размеры в миллиметрах: полная длина и высота самолета, размах крыла.

Приводятся массовые, геометрические и летные характеристики самолета-прототипа. Указывается тип и количество двигателей, статическая тяга и удельный расход топлива.

Текст записки, рисунки, таблицы и т.д. оформляются в соответствии с [7].

Приложение I

Сокращенная таблица стандартной атмосферы

(значения параметров округлены)

$$\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$$

Высота	Температура	Относительная плотность	Скорость звука	Скоростной напор при $V = a$
H , км	T , К	$\Delta = \frac{\rho}{\rho_0}$	a , м/с	q_a , кН/м ²
0	288	1,0	340	70,94
1	281	0,907	336	62,92
2	275	0,822	332	55,73
3	269	0,742	328	49,07
4	262	0,669	324	43,14
5	255	0,601	320	37,81
6	249	0,538	316	33,00
7	243	0,481	312	28,73
8	236	0,429	308	24,91
9	229	0,380	304	21,51
10	223	0,337	299	18,50
11	217	0,297	295	15,83
12	217	0,254	295	13,52
14	217	0,185	295	9,87
16	217	0,135	295	7,19
18	217	0,098	295	5,25
20	217	0,072	295	3,83
22	217	0,052	295	2,79
24	217	0,038	295	2,04
26	220	0,028	297	1,48
28	225	0,020	301	1,10
30	231	0,014	305	0,82

Приложение 2

Основные характеристики авиационных профилей

ВНИМАНИЕ! Знаки C_{mo} даны обратные ($-C_{mo}$).Значения $C_{уа\max}$ даны для $\lambda = 5$.Для стреловидного крыла характеристики берутся для $M_x = M \cos \mu$

Профиль	M	α^*	\bar{x}_P	$C_{уа\max}^a$	$-C_{mo}$	$C_{уа\max}$
NACA 23009 $C = 0,09$	0,2	-1	0,228	5,90	0,012	1,48
	0,3	-1	0,228	6,27	0,012	1,35
	0,4	-1	0,226	6,75	0,012	-
	0,5	-1	0,220	7,40	0,012	-
	0,6	-1	0,210	8,33	0,014	-
	0,7	-1	0,200	9,85	0,015	-
	0,8	-1	0,256	10,45	0,029	-
	0,82	-1	0,320	9,10	0,040	-
NACA 23012 $C = 0,12$	0,2	-1	0,22	5,95	0,007	1,5
	0,3	-1	0,22	6,3	0,006	-
	0,4	-1	0,22	6,7	0,006	-
	0,5	-1	0,224	7,00	0,005	-
	0,6	-1	0,225	7,42	0,005	-
	0,7	-1	0,222	7,95	0,006	-
	0,75	-1,2	0,240	7,95	0,007	-
	0,8	-1,7	0,302	6,40	0,015	-
0,82	-2,0	0,308	5,65	0,032	-	
NACA 23015 $C = 0,15$	0,2	-0,9	0,216	5,42	0,002	1,4
	0,3	-0,9	0,220	5,80	0,002	1,3
	0,4	-0,9	0,218	6,18	0,002	1,2
	0,5	-0,9	0,208	6,71	0,0035	1,12
	0,6	-0,9	0,182	7,12	0,007	-
	0,7	-0,9	0,193	8,40	0,006	-
	0,74	-1,0	0,238	8,90	0,011	-
	0,78	-1,5	0,380	7,15	0,018	-

Профиль	M	α_0^*	\bar{x}_F	$C_{y_{\text{пол}}}$	$-C_{x_{\text{пол}}}$	$C_{y_{\text{отпав}}}$
НАСА 2412 $\bar{C} = 0,12$	0,2	-2	0,215	5,85	0,05	1,6
	0,3	-2	0,215	6,30	0,05	-
	0,4	-1,9	0,215	6,83	0,05	-
	0,5	-1,8	0,215	7,40	0,053	-
	0,6	-1,7	0,212	8,55	0,060	-
	0,7	-1,6	0,210	10,65	0,065	-
	0,75	-1,4	0,236	11,45	0,070	-
	0,8	-1,2	0,326	9,40	0,075	-
	0,82	-1,1	0,310	8,70	0,075	-
НАСА 4412 $\bar{C} = 0,12$	0,2	-4	0,225	6,10	0,095	1,55
	0,3	-4	0,225	6,30	0,10	-
	0,4	-3,9	0,220	6,40	0,10	-
	0,5	-3,8	0,217	6,67	0,107	-
	0,6	-3,7	0,210	6,85	0,116	-
	0,7	-3,6	0,220	7,85	0,125	-
	0,75	-3,5	0,280	8,10	0,129	-
	0,8	-2,8	0,390	7,00	0,140	-
Кларк УН-13 $\bar{C} = 0,13$	0,2	-2,0	0,210	5,47	0,028	1,38
	0,3	-2,0	0,212	5,55	0,027	-
	0,4	-2,0	0,212	5,78	0,030	-
	0,5	-2,0	0,211	6,20	0,032	-
	0,6	-2,0	0,205	7,00	0,035	-
	0,7	-2,0	0,205	8,45	0,044	-
	0,75	-2,0	0,224	8,90	0,053	-
	0,8	-1,9	0,312	7,10	0,055	-
	0,82	-1,8	0,445	5,65	0,050	-
Кларк УН-15 $\bar{C} = 0,15$	0,2	-2,4	0,220	5,50	0,035	1,3
	0,3	-2,4	0,214	5,95	0,036	1,26
	0,4	-2,4	0,210	6,40	0,038	1,18
	0,5	-2,4	0,200	6,85	0,042	1,11
	0,6	-2,4	0,190	7,32	0,048	-
	0,65	-2,5	0,203	7,21	0,054	-
	0,7	-3,2	0,206	6,17	0,061	-
	0,76	-3,6	0,144	3,85	0,086	-

Симметричные профили

Профиль СР-ЭС-9			Профиль КВ-2С-12	
$\bar{C} = 0,09$ $\bar{x}_c = 0,385$			$\bar{C} = 0,12$	$\bar{x}_c = 0,45$
M	$C_{\text{полн}}^{\alpha}$	\bar{x}_F	$C_{\text{полн}}^{\alpha}$	\bar{x}_F
0,20	5,57	0,226	5,10	0,205
0,30	5,98	0,225	5,30	0,200
0,40	6,48	0,225	5,46	0,190
0,45	6,70	0,224	5,57	0,184
0,50	7,00	0,220	5,69	0,178
0,55	7,42	0,218	5,87	0,172
0,60	8,05	0,215	6,12	0,170
0,62	8,35	0,212	6,29	0,167
0,64	8,70	0,210	6,45	0,166
0,66	9,20	0,209	6,70	0,166
0,68	9,75	0,205	6,98	0,166
0,70	10,55	0,200	7,30	0,167
0,72	11,35	0,199	7,85	0,170
0,74	12,25	0,195	8,59	0,177
0,76	13,25	0,194	9,76	0,200
0,78	14,15	0,195	11,70	0,240
0,80	14,85	0,196	14,75	0,300
0,82	15,30	0,210	14,75	0,345
0,84	15,16	0,250	9,76	-
0,86	13,60	0,270	-	-

Другие профили, в том числе и суперкритические, приведены в учебном пособии [5].

ПРИБЛИЖЕННОЕ ПОСТРОЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ОСНОВНЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

1. Турбовинтовые двигатели

Для современных ТВД мощность приблизительно остается постоянной до высоты ограничения мощности H_p . Если известна величина мощности у земли N_0 и H_p , то можно воспользоваться типовой характеристикой (рис. П.1), на которой коэффициент падения мощности $\xi = N / N_0$ построен в функции разности $(H - H_p)$ и скорости полета. Если высота ограничения мощности H_p неизвестна, она выбирается в пределах 3-5 км. Мощность на высотах, больших H_p :

$$N_{\text{ном}}(H, V) = N_0 \xi.$$

На той же характеристике даны удельные расходы топлива для номинального режима работы двигателя. При работе на дросельных режимах удельный расход

$$C_s = C_{s_{\text{ном}}} \bar{C}_s.$$

Значения относительного удельного расхода \bar{C}_s берутся по рис. П.2 в функции степени

$$\text{дроселирования } \bar{N} = N_s / N_{\text{ном}}$$

2. Турбореактивные двигатели

Типовые высотнo-скоростные характеристики ТРД, взятые из [4], приводятся в относительных значениях тяги и удельного расхода топлива (отнесенны к P_0 и $C_{s_{\text{ном}}}$). Зависимости $P = f(M, H)$ и $C_{s2} = f(M, H)$ можно получить, задав значения P_0 и $C_{s_{\text{ном}}}$. На рис. П.3 приведены осредненные характеристики дзвукoвых ТРД и ТРДД.

На высотах, больших 11 км (при неизменном режиме и одинаковых числах M), удельный расход топлива остается постоянным, а тяга изменяется пропорционально плотности воздуха,

$$\text{например, } P_{13} = P_{11} \frac{\Delta_{13}}{\Delta_{11}} \text{ или } P_{22} = P_{15} \frac{\Delta_{22}}{\Delta_{15}}.$$

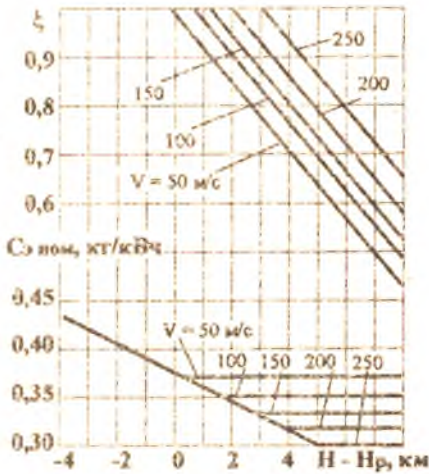


Рис П.1. Типовая характеристика
ТВД

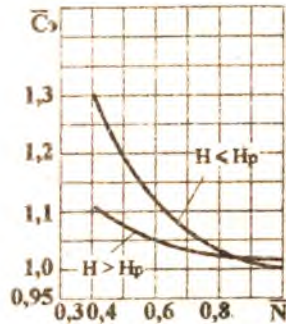


Рис. П.2. Зависимость
относительного удельного расхода от
степени дросселирования ТВД

Приведенные на рис. П.5 характеристики можно приближенно считать относящимися к сверхзвуковым ТРДФ и ТРДФ с небольшой степенью двухконтурности, предназначенным для многоцелевых самолетов с крейсерской скоростью, соответствующей $M = 2,0 \dots 3,0$.

При работе двигателя на дроссельном режиме удельный расход

$$C_{з\text{д}} = C_{з\text{ст}} \cdot C_{з\text{д}}$$

Относительный удельный расход $\bar{C}_{з\text{д}}$ приведен на рис. П.4 в функции степени дросселирования \bar{P} .

Расчет производной C и фокуса изолированных крыльев малого удлинения. Рис. П.6 а, б, в, г и рис. П.7 а, б, в, г.

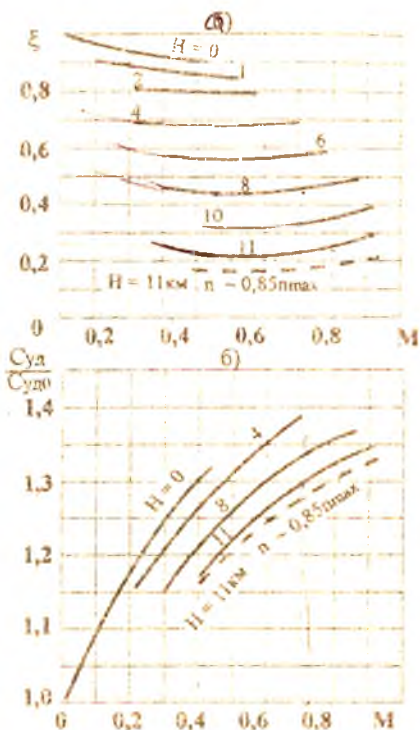
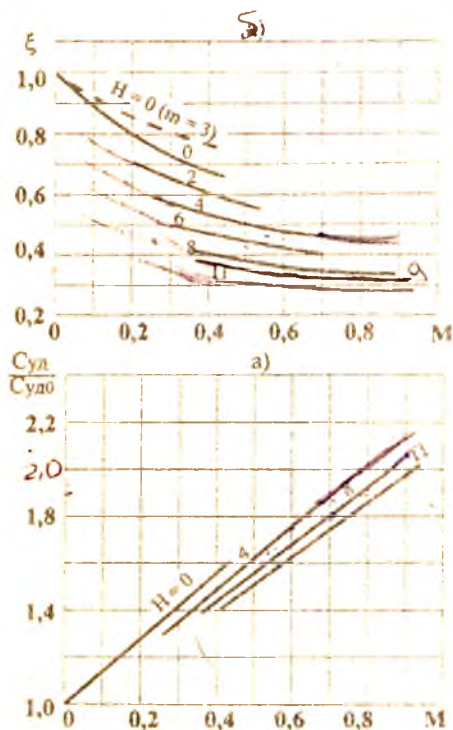


Рис. 13. Высотно-скоростные характеристики дозвукового ТРДД

а) $m=0-2$, б) $m=4-6$

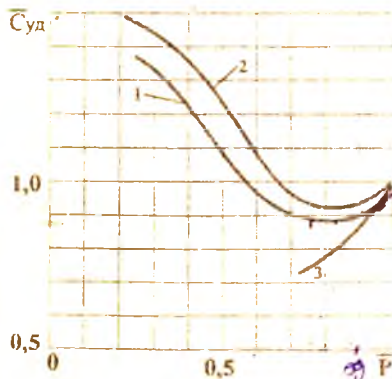
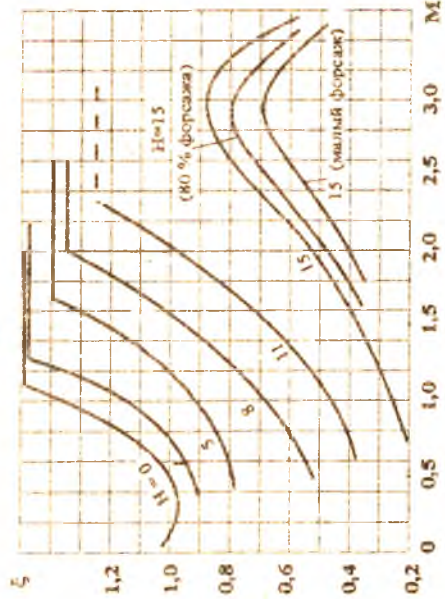


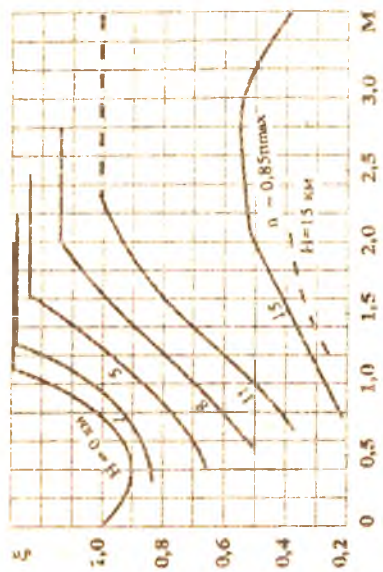
Рис. 14. Средние дроссельные характеристики двигателей

- 1 - дозвуковой ТРД,
- 2 - сверхзвуковой ТРД без форсажа,
- 3 - сверхзвуковой ТРД на форсаже

а)



б)



Суд
Суд₀

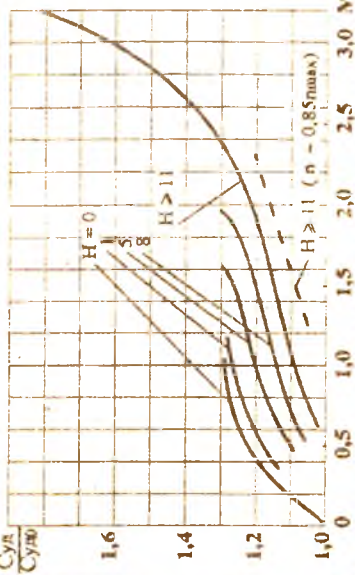
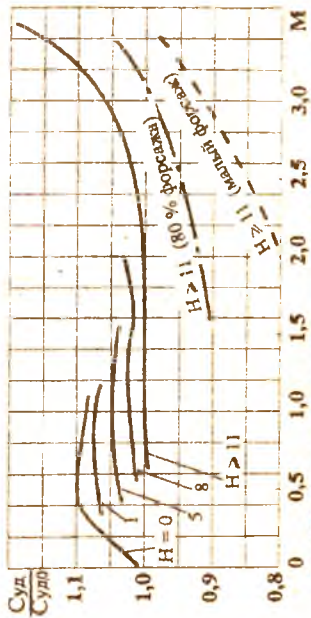


Рис. П.5. Высотно-скоростная характеристика сверхзвукового ГРД, а - форсажный режим, б - максимальный режим без форсажа

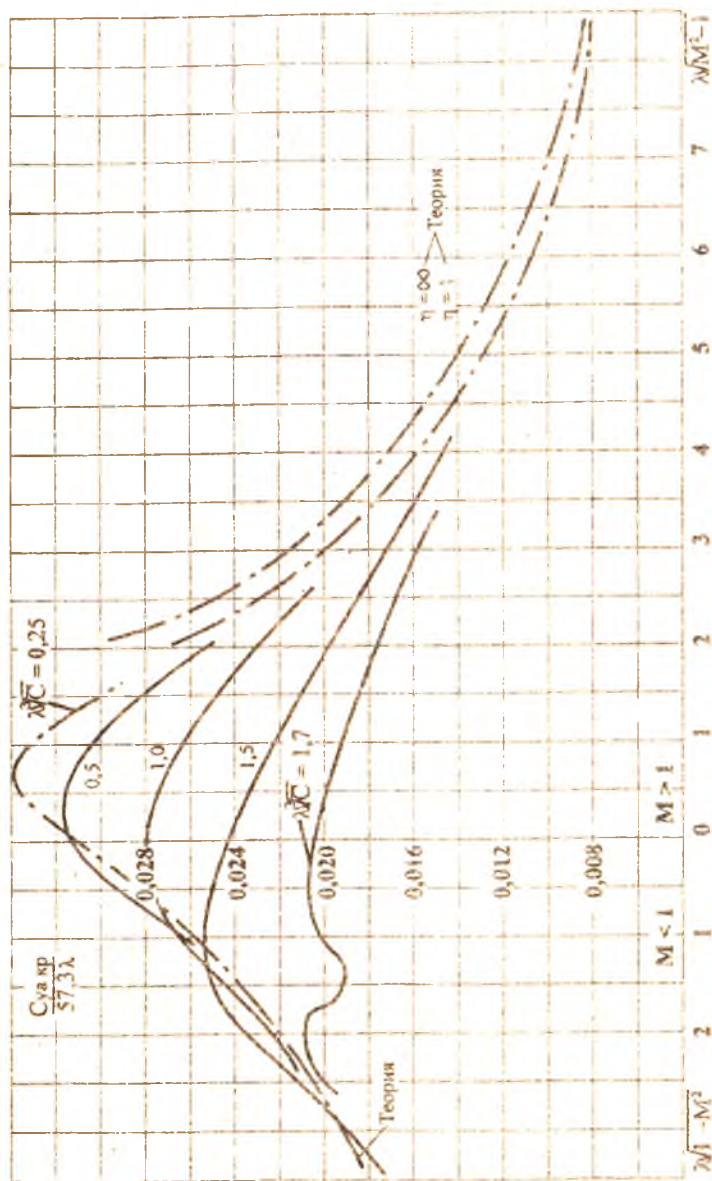


Рис. 11.6 График для расчета производной C_{cr} изолированных крыльев малого удлинения. а) $\lambda \bar{C} \lambda_{0.5} = 0$

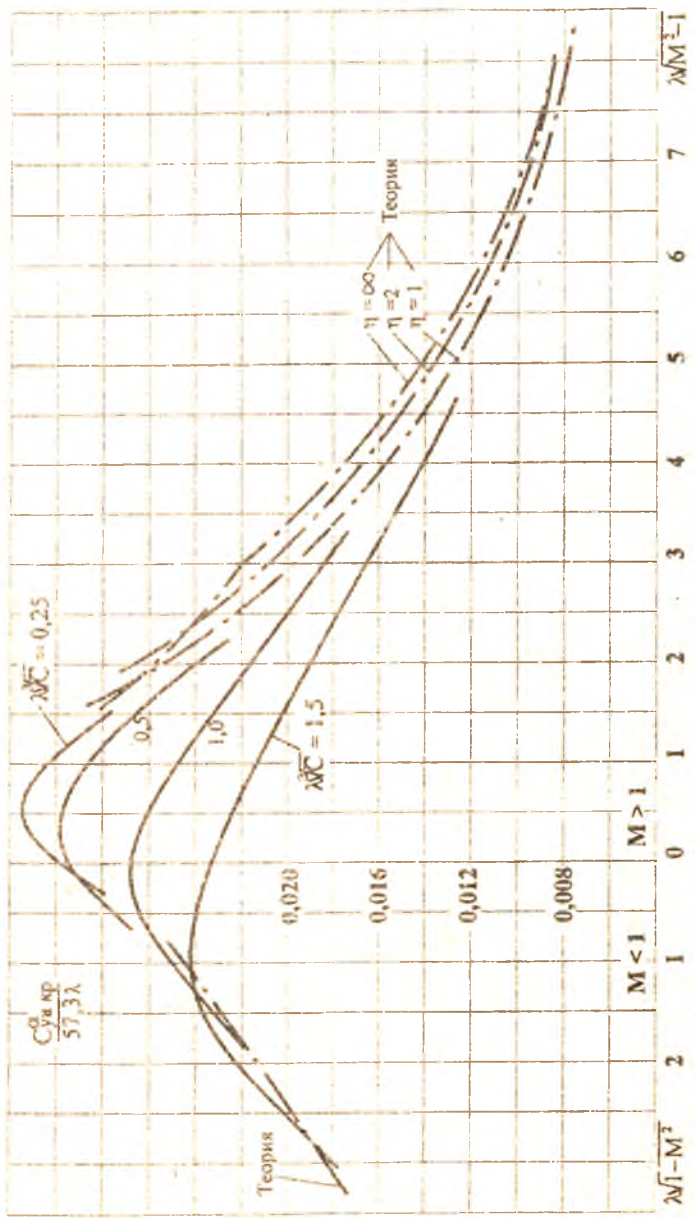


Рис. П. 6 График для расчета производной $C_{y,кр}^0$ изолированных крыльев малого удлинения. б) $\lambda \sqrt{C} = 1$

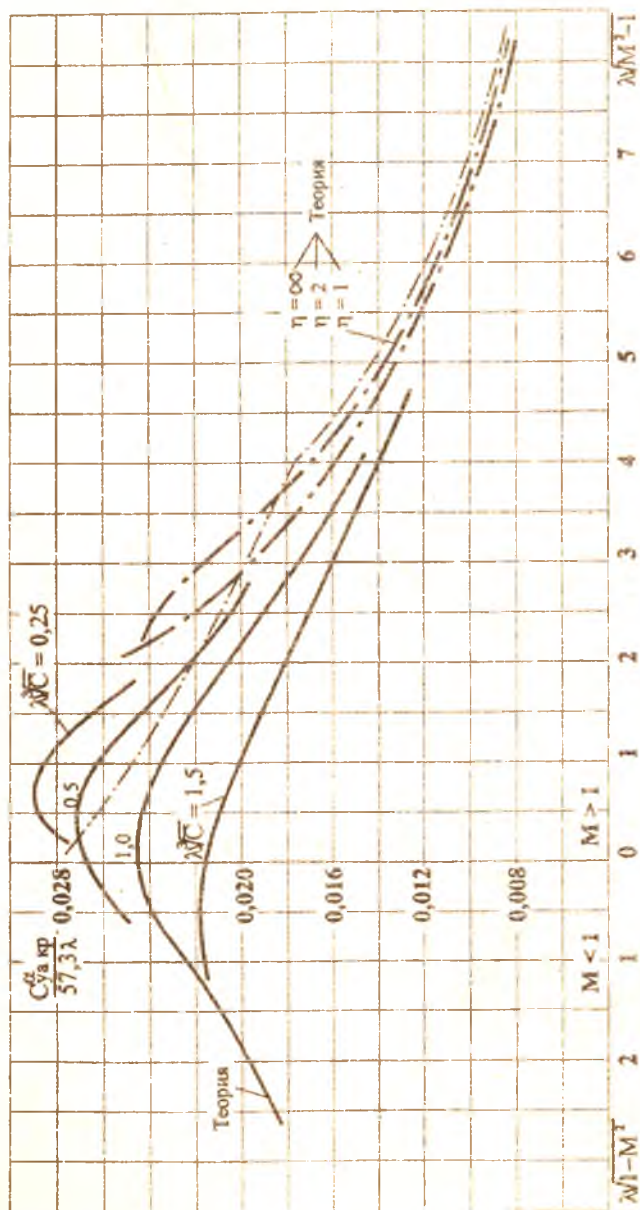


Рис. П.6. График для расчета производной C_{α}^{α} изолированных крыльев малого удлинения: в) $\lambda \overline{C} \lambda_{0,5} = 2$

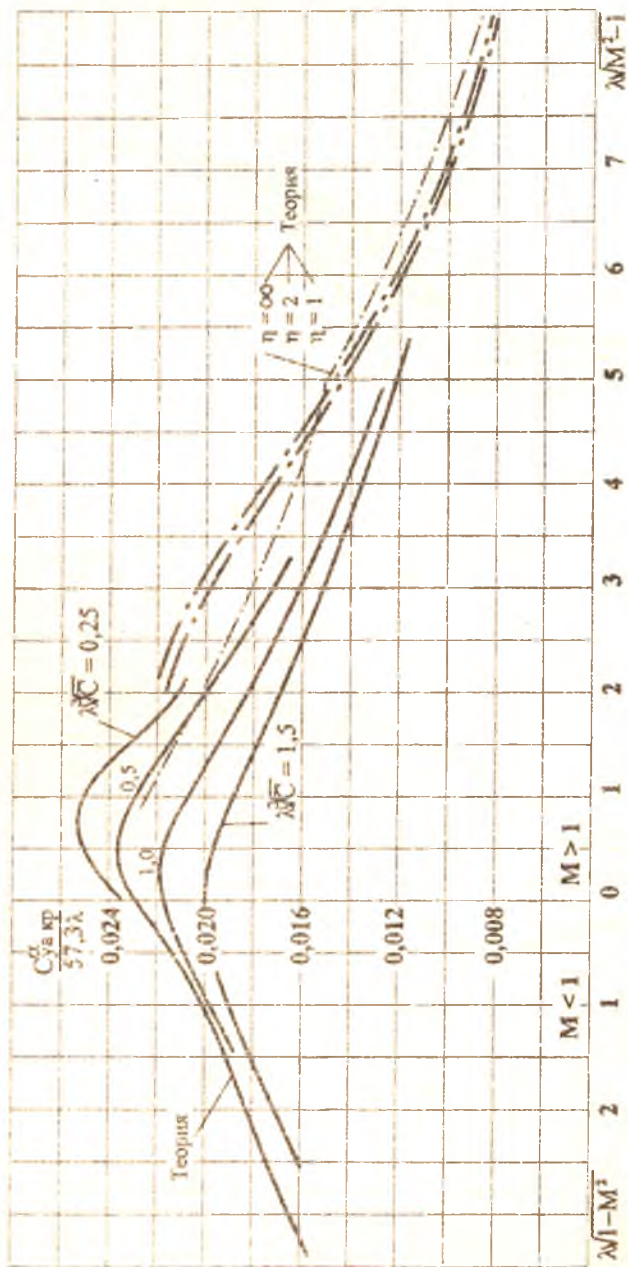
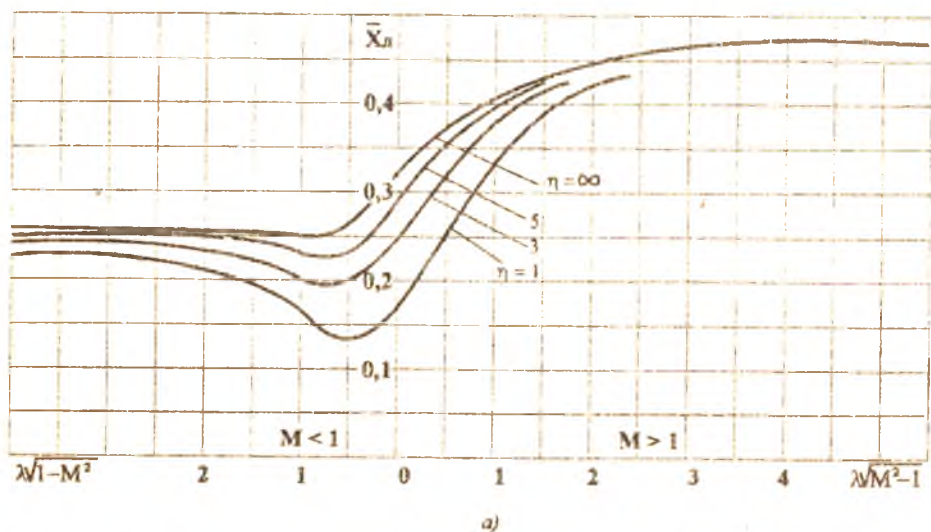
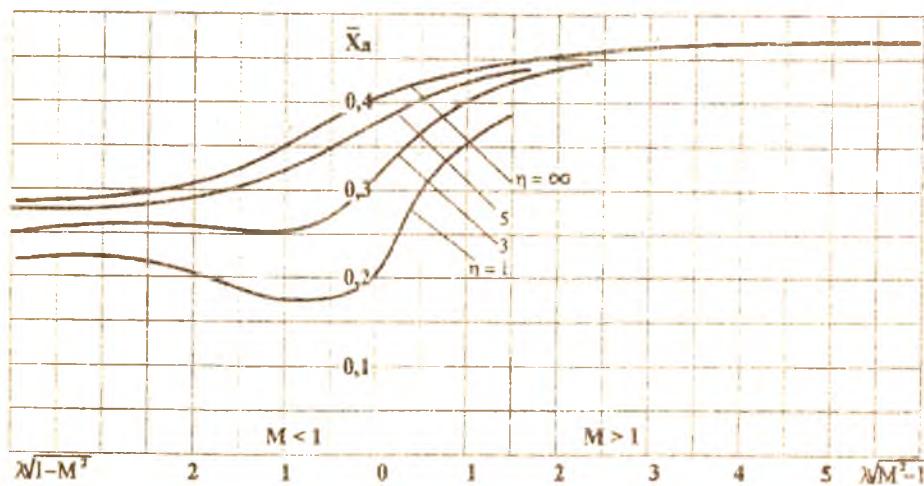


Рис. П.6. График для расчета производной $C_{кр}^2$ изолированных крыльев малого удлинения: г) $\lambda g \chi_{0,5}$



a)



б)

Рис. П. 7. График для расчета координаты фокуса изолированных крыльев малого удлинения.

а) $\lambda g \chi_{0,5} = 0$; б) $\lambda g \chi_{0,5} = 1$

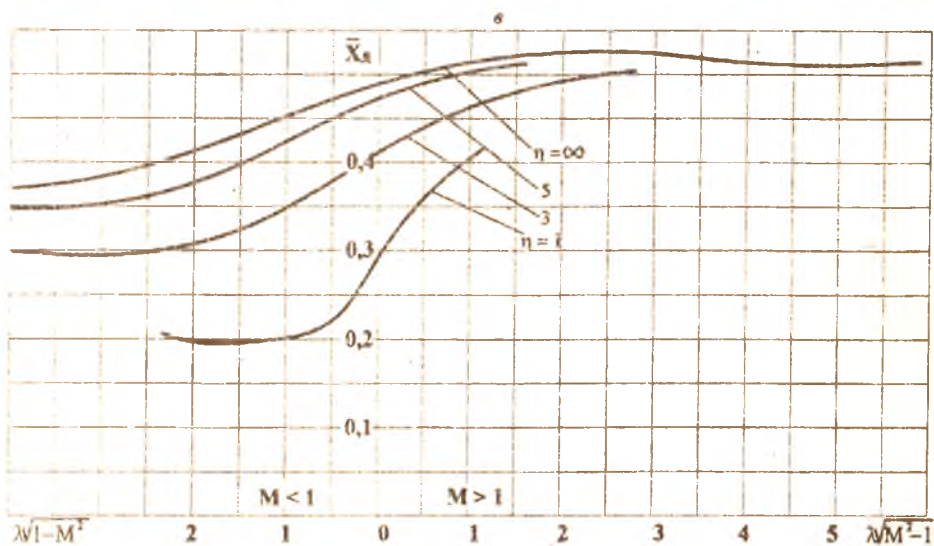
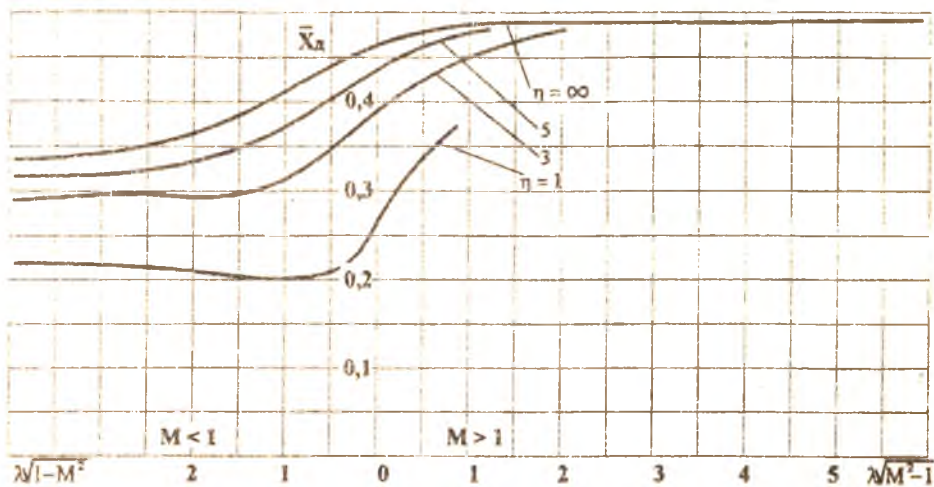


Рис П.7. График для расчета координаты фокуса изолированных крыльев малого удлинения:
 в) $\lambda/g\chi_{0,5} = 2, \gamma) \lambda/g\chi_{0,5} = 3$

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Аэромеханика самолета/ Под ред. А. Ф. Бочкарева и В. В. Андреевского - М.: Машиностроение, 1985. - 359 с.
2. Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полета бесшлицотных летательных аппаратов - М.: Машиностроение, 1973. - 618 с.
3. Остославский И. В. Аэродинамика самолета - М.: Оборонгиз, 1957. - 491 с.
4. Проектирование самолетов/ Под ред. С. М. Егера - М.: Машиностроение, 1982. - 439 с.
5. Головин В. М., Филиппов Г. В., Шахов В. Г. Расчет поляра и полбег влета к самолету: Учебн. пособие. Самара, СГАУ, 1992. - 68 с.
6. Методические указания по расчету аэродинамических летных и маневренных характеристик самолета с применением ЭЦВМ КуАИ, кафедра динамики полета и систем управления, 1985.
7. Требования по стандартизации при проведении учебного процесса// Сб. нормативно-технических и руководящих документов ЧЗ Куйбышев авиац. ин-т Куйбышев, 1990 - 68 с.
8. Ефремов А. В., Оглоблин А. В. и др. Летчик как динамическая система. М.: Машиностроение, 1992. - 336 с.
9. Салин В. В., Туралин В. М. Летные характеристики, продольная устойчивость и управляемость самолета: Учебн. пособие. Куйбышев, КуАИ, 1987. - 75 с.

ОГЛАВЛЕНИЕ

1. Расчет летных характеристик самолета	3
1.1. Исходные данные для расчета летных характеристик самолета	3
1.2. Расчет летных характеристик самолета с турбореактивными двигателями	6
1.2.1. Расчет диапазона высот и скоростей установившегося горизонтального полета упрощенным методом тяг	6
1.2.2. Расчет скороподъемности самолета	12
1.3. Расчет летных характеристик самолета с винтовыми двигателями методом мощностей	16
1.3.1. Расчет располетасмых мощностей	16
1.3.2. Расчет потребных мощностей, горизонтальных скоростей и скороподъемности	18
1.4. Взлетные и посадочные характеристики самолета	20
1.4.1. Расчет взлетной дистанции самолета с разбегом	20
1.4.2. Расчет длины посадочной дистанции	21
1.5. Расчет дальности и продолжительности полета самолета	24
1.5.1. Расчет затрат топлива и дальности полета на участках набора высоты и снижения	24
1.5.2. Расчет дальности и продолжительности полета самолета на крейсерском участке	25
1.5.2.1. Расчет располетаемого запаса топлива	25
1.5.2.2. Приближенный расчет дальности и продолжительности полета на заданной скорости ($V^* = \text{const}$) и высоте ($H^* = H^* = \text{const}$)	26
1.5.2.3. Расчет дальности и продолжительности полета самолета с ТРД на высотах свыше 11 км при заданной скорости и угле атаки	28
1.5.2.4. Выбор наилучших режимов и уточненный расчет дальности и продолжительности полета с применением ЭВМ	29
1.6. Расчет области динамических режимов полета и маневренных характеристик самолета	30
2. Расчет характеристик продольной устойчивости и управляемости самолета	31
2.1. Исходные данные, используемые для расчета моментных характеристик	31
2.1.1. Геометрические характеристики	31
2.1.2. Аэродинамические характеристики (АХ) крыла и оперения	32
2.2. Расчет статических моментов тангажа	34
2.2.1. Расчет фокуса самолета	35
2.2.2. Расчет производных управляющих моментов	40
2.2.3. Расчет коэффициента $m_{\dot{\alpha}}$ в полетной конфигурации самолета	41
2.2.4. Расчет коэффициента момента тангажа от тяги силовой установки	42
2.3. Диапазон допустимых центровок	43
2.3.1. Предельная задняя центровка	43
2.3.2. Предельная передняя центровка	44
2.4. Балансировка самолета в прямолинейном установившемся горизонтальном полете	46
2.4.1. Момент тангажа самолета в установившемся горизонтальном полете при нейтральном положении органов управления	47
2.4.2. Балансировочная кривая по отклонениям органов управления	48
2.4.3. Балансировочная кривая по усилиям на рычагах управления тангажем	49

2.5. Вращательные производные	51
2.6. Основные показатели продольной статической устойчивости и управляемости. Нейтральная центровка	55
2.7. Динамика продольного короткопериодического возмущенного движения самолета	57
2.7.1. Собственное короткопериодическое движение	57
2.7.2. Вынужденное возмущенное движение. Переходный процесс при ступенчатом отклонении органов управления тангажем	58
2.8. Основные требования, предъявляемые к показателям продольной устойчивости и управляемости	60
2.9. Выводы и рекомендации	61
2.10. Оформление работы	61
Приложение 1	62
Приложение 2	63
Приложение 3	66
Приложение 4	69
Библиографический список	76

Учебное издание

Бочкарев Александр Филиппович

Балакин Виктор Леонидович

Турапин Вячеслав Михайлович

**РАСЧЕТ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОДОЛЬНОЙ
УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА**

Учебное пособие

Издание четвертое, переработанное и дополненное

Редактор Н. С. К у п р и я н о в а

Техн. редактор Г. А. У с а ч е в а

Корректор Н. С. К у п р и я н о в а

Лицензия ЛР № 020301 от 30.12.1996 г.

Подписано в печать 19.01.2001 г. Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная.

Усл. печ. л. 4,65. Усл. кр.-огт. 4,77. Уч.-изд.л. 5,0.

Тираж 300 экз. Заказ

Самарский государственный аэрокосмический университет
им. академика С. П. Королева.

443086 Самара, Московское шоссе, 34.

ИПО Самарского государственного
аэрокосмического университета.

443001 Самара, ул. Молодогвардейская, 151.