

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

*В.Л. Балакин, Т.А. Баяндина*

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

*Учебное пособие*

САМАРА 2004

УДК 629.7.015(0.75.8)

**Расчет летных характеристик, продольной устойчивости и управляемости дозвукового самолета: Учеб. пособие/ В. Л. Балакин, Т. А. Баяндина. Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 2004. - 60 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.

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

Ил. 18. Табл. 13. Библиогр. - 5 назв.

Печатается по решению редакционно-издательского совета Самарского государственного аэрокосмического университета

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

**ISBN 5 – 7883 – 0045 - 2**

© Самарский государственный аэрокосмический университет, 2004

© В.Л. Балакин,

Т.А. Баяндина, 2004

*Учебное издание*

**Балакин Виктор Леонидович,  
Баяндина Тамара Александровна**

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

*Учебное пособие*

Редактор Н.С. Куприянова  
Техн. редактор Г.А. Усачева  
Корректор Н.С. Куприянова

Лицензия ЛР N 020301 от 30.12.96 г.

Подписано в печать

Формат 60X84 1/16. Бумага офсетная. Печать офсетная.

Усл. печ. л.

Усл. кр.-отг.

Уч.-изд. л.

Тираж 300 экз. Заказ

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королева  
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

---

ИПО Самарского государственного аэрокосмического университета  
443001, Самара, ул. Молодогвардейская, 151.

## 1 Расчет летных характеристик самолета

К летным характеристикам дозвукового 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 потолки; дальность и продолжительность полета; взлетные и посадочные характеристики.

### 1.1 Исходные данные

1. Схема самолета, его основные параметры, аэродинамические силовые характеристики и тип двигателей заданы.

2. Используются следующие значения основных параметров самолета:  $m_{взл}$  - взлетная масса самолета;  $m_T$  - масса топлива;  $m_{об}$  - масса сбрасываемых грузов;  $S$  - площадь крыла.

3. Аэродинамические силовые характеристики задаются в виде поляр и зависимостей  $C_{y\alpha}(\alpha)$  для полетной, взлетной и посадочной конфигураций самолета (рисунки 1.1, 1.2).

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;  $C_{y\alpha 0}$  - 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. Для самолетов с винтовыми движителями используются номинальная мощность двигателя  $N_0$  и удельный расход топлива  $C_{эн0}$ .

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

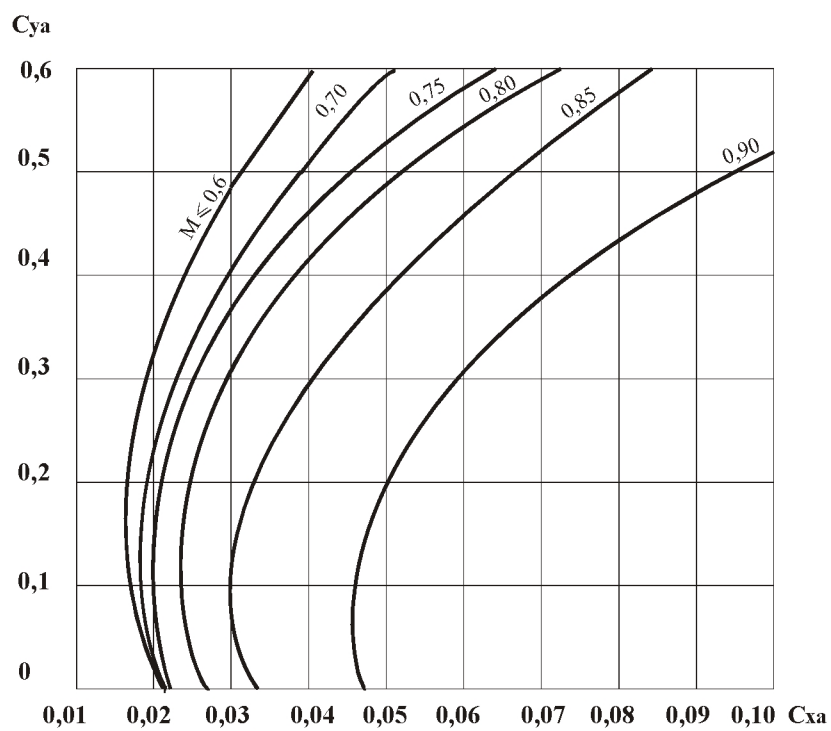


Рисунок 1.1 - Примерный вид семейства поляр

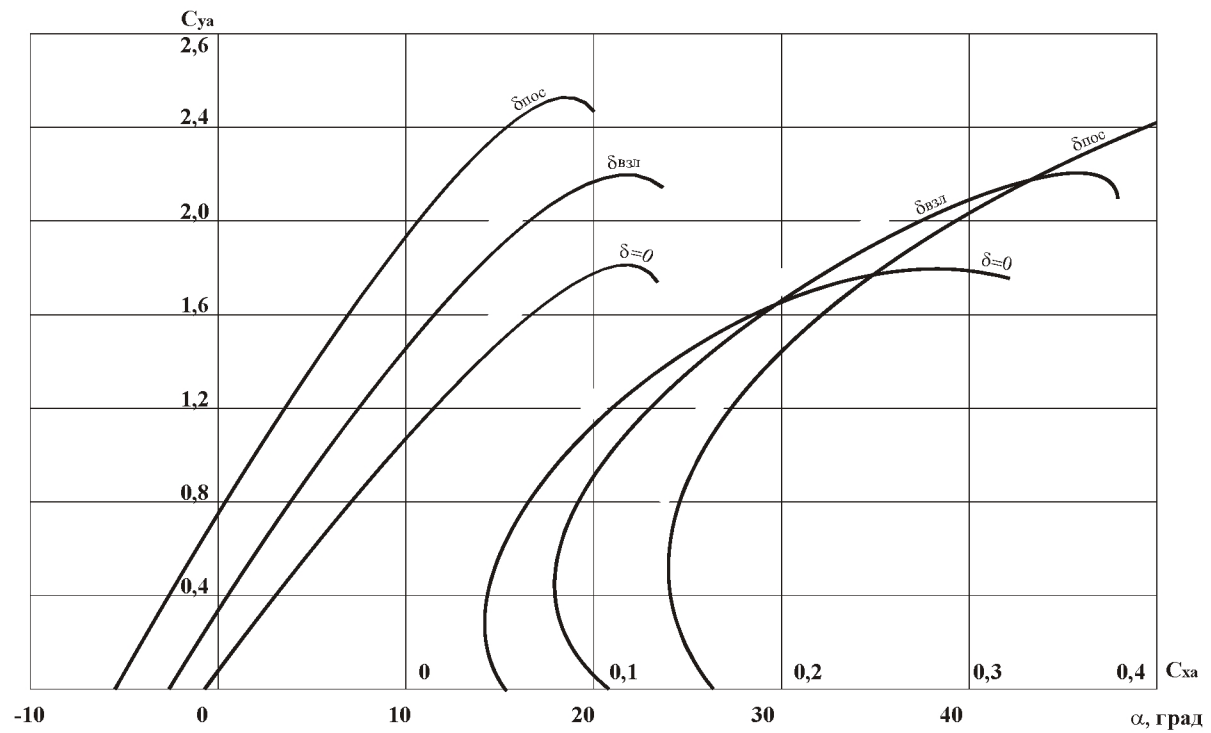


Рисунок 1.2 - Примерный вид докритической полетной ( $\delta=0$ ), взлетной ( $\delta_{взл}$ ) и посадочной ( $\delta_{noc}$ ) поляр и зависимостей  $C_{ya}(\alpha)$

## 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 и средней полетной массы самолета

$$m = m_{\text{взл}} - \frac{m_{\text{т}}}{2} - \frac{m_{\text{сб}}}{2}.$$

Задаются несколько расчетных высот от нуля до предполагаемого теоретического потолка. Можно рекомендовать следующие высоты (в метрах): 0, 2000, 4000, 8000, 11000, 13000.

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

Минимальное число Маха установившегося горизонтального полета определяется по формуле

$$M_{\text{min}} = \sqrt{\frac{mg}{Sq_a C_{y\alpha\text{max}}}},$$

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

Для каждой высоты и различных чисел  $M$  определяются потребные  $P_{\text{п}}$  и располагаемые  $P_{\text{р}}$  тяги:

$$P_{\text{п}} = \frac{mg}{k}, \quad P_{\text{р}} = P_0 \xi(H, M).$$

Значения  $\xi$  ( $H, M$ ) определяются по высотно-скоростным характеристикам двигателя. На высотах, больших 11 км (при неизменном режиме и одинаковых числах  $M$ ), удельный расход топлива остается постоянным, а тяга изменяется пропорционально плотности воздуха, например,  $P_{13} = P_{11} \frac{\Delta_{13}}{\Delta_{11}}$ .

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

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

где  $k_{\text{max}}$  - максимальное аэродинамическое качество, определяемое по докритической поляре самолета.

Максимальному качеству соответствует наивыгоднейшая скорость полета  $V_{\text{нев}}$  или соответственно  $M_{\text{нев}}$ :

$$M_{\text{нев}} = \sqrt{\frac{mg}{S q_a C_{y_{\text{анв}}}}},$$

где  $C_{y_{\text{анв}}}$  - коэффициент аэродинамической подъемной силы, соответствующий  $k_{\text{max}}$ .

На больших высотах минимальные скорости  $V_{\text{min}}$  определяются в левых точках пересечения кривых потребных и располагаемых тяг, а наивыгоднейшие скорости  $V_{\text{нев}}$  определяются по кривым потребных тяг при  $P_{\text{п min}}$ .

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

Таблица 1.1 - Расчет потребной и располагаемой тяг

$H = \dots \text{ м}; q_a = \dots \text{ н/м}^2; a = \dots \text{ м/с}; \Delta = \dots$							
$M$	Рекомендуемые числа Маха $M_{min}; M_{не}; 0,3; 0,5; 0,6; M_{кр};$ далее закритические числа $M_i$ для которых заданы поляры самолета	$M_{min}$	$M_{не}$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	...
$V, \text{ м/с}$	$V = Ma$						
$\xi$	$\xi(H, M)$						
$P_p, H$	$P_p = P_0 \xi(H, M)$						
$C_{ya}$	$C_{ya} = \frac{mg}{Sq_a M^2}$	$C_{ya_{max}}$	$C_{ya_{не}}$				
$C_{xa}$	$C_{xa} = f(C_{ya}, M)$ – по семейству поляр						
$k$	$k = C_{ya}/C_{xa}$		$k_{max}$				
$P_{п}, H$	$P_{п} = mg / k,$		$P_{пmin}$				
$\Delta P, H$	$\Delta P = P_p - P_{п}$						
$V_y^*, \text{ м/с}$	$\Delta PV / mg$						

По результатам расчета в координатах  $(P, V)$  строятся кривые потребных и располагаемых тяг для выбранных высот полета (рисунок 1.3).

$P_p, P_{\Pi}, \text{кН}$

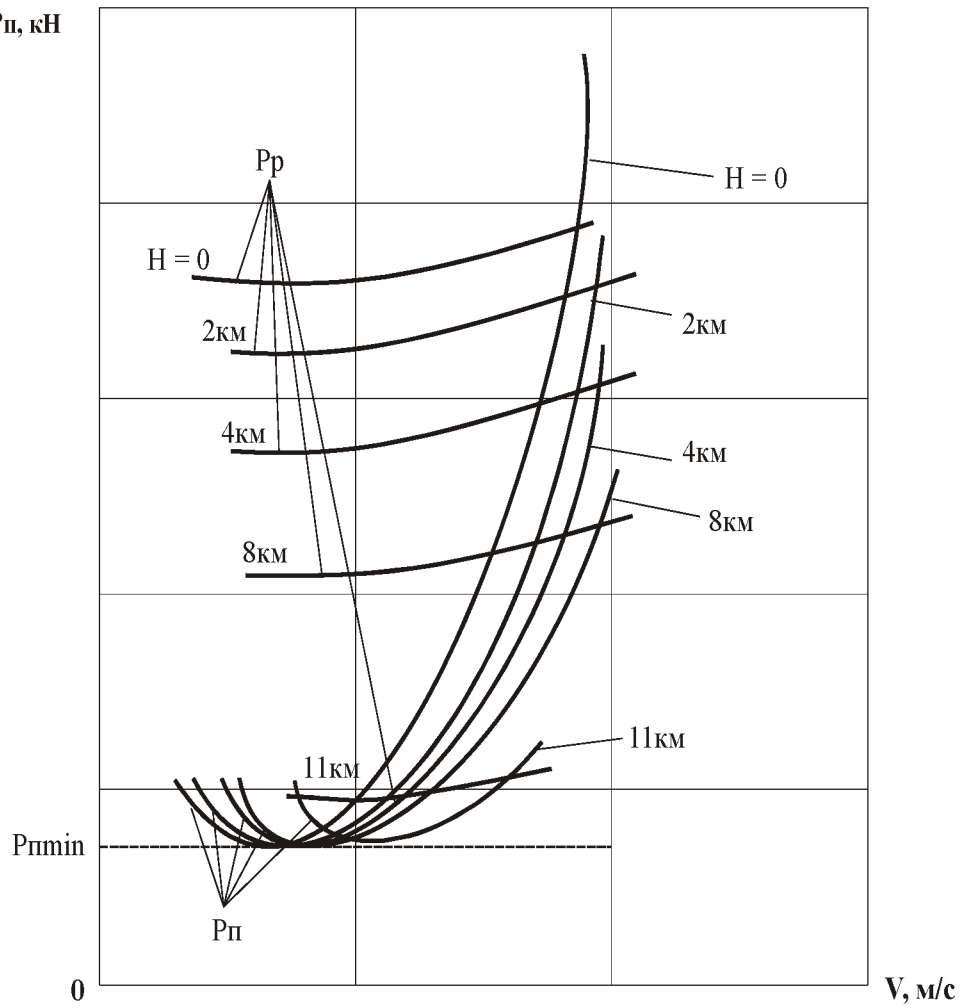


Рисунок 1.3 - Примерный вид диаграммы потребных и располагаемых тяг

В правых точках пересечения кривых определяются значения максимальных скоростей  $V_{max}$ .

Далее определяются эксплуатационные ограничения скорости, обусловленные:

а) предельно допустимым значением коэффициента аэродинамической подъемной силы  $C_{ya\ доп}$ , равным  $0,85 C_{y\ max}$ :

$$V_{min\ доп} = a \sqrt{\frac{mg}{S q_a C_{ya\ доп}}};$$

б) предельно допустимым скоростным напором  $q_{пред}$ , который обусловлен нормами прочности и может приниматься равным  $13000...20000 \text{ Н/м}^2$ :

$$V_q = \sqrt{\frac{2q_{пред}}{\rho_0 \Delta}};$$

в) предельно допустимым числом Маха ( $M_{пред}$ ), которое определяется из условия обеспечения устойчивости по скорости после построения зависимости  $m_z(0)$  (2.4.1, рисунок 2.6):

$$V_M = M_{пред} a.$$

Результаты расчетов заносятся в таблицу 1.2.

Таблица 1.2 - Скорости установившегося горизонтального полета

$H, \text{ м}$	$V_{min}, \text{ м/с}$	$V_{min\ доп}, \text{ м/с}$	$V_{нес}, \text{ м/с}$	$V_{max}, \text{ м/с}$	$V_q, \text{ м/с}$	$V_M, \text{ м/с}$
0						
2000						
4000						
...						

Строится сводный график  $V_{min}$ ,  $V_{миндоп}$ ,  $V_{не}$ ,  $V_{max}$ ,  $V_q$ ,  $V_M$  (рисунок 1.4). Высота теоретического потолка  $H_T$  определяется в соответствии с 1.2.2. В итоге получается летный эксплуатационный диапазон высот и скоростей установившегося горизонтального полета.

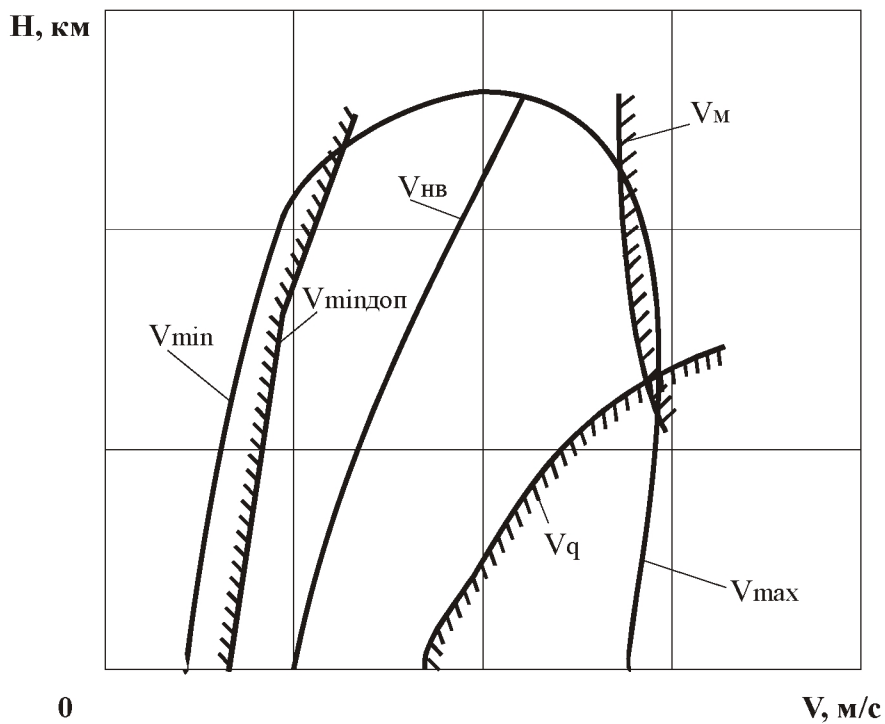


Рисунок 1.4 – Типичный диапазон высот и скоростей установившегося горизонтального полета

### 1.2.2 Расчет скороподъемности

Для оценки скороподъемности самолета в квазиустановившемся режиме набора высоты рассчитываются располагаемые вертикальные скорости для заданных высот и скоростей полета (таблица 1.1)

$$V_y^* = \frac{\Delta PV}{mg} = \frac{(P_p - P_{\Pi})V}{mg}$$

и строятся кривые  $V_y^* = f(V)$  для каждой из выбранных высот полета (рисунок 1.5).

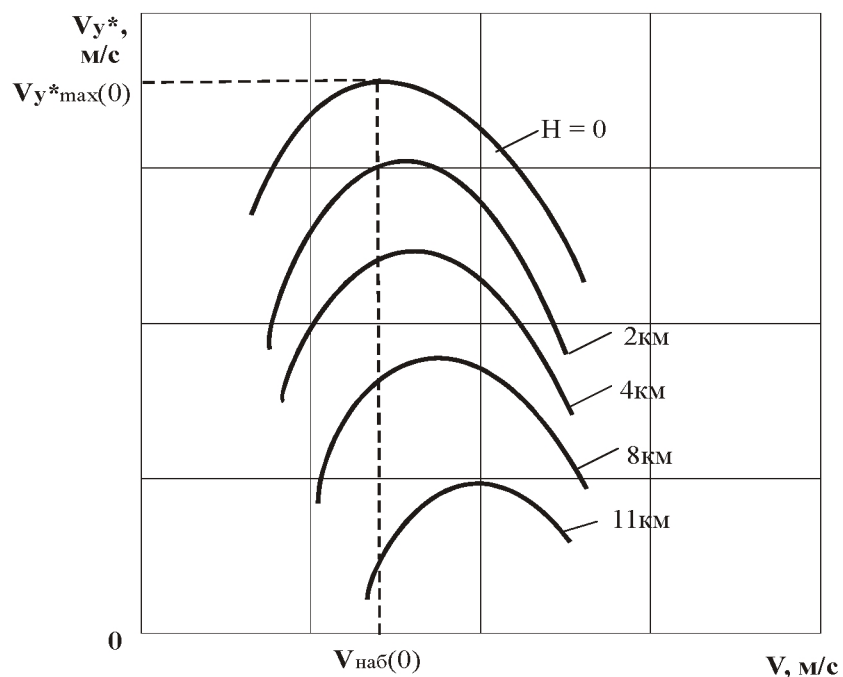


Рисунок 1.5 - Диаграмма располагаемых вертикальных скоростей при установившемся наборе высоты

По графикам для каждой высоты определяются наибольшие значения вертикальных скоростей  $V_{y_{max}}^*$  и соответствующие им скорости набора высоты  $V_{наб}$ .

Строится график зависимости  $V_{y_{max}}^* = f(H)$  (рисунок 1.6).

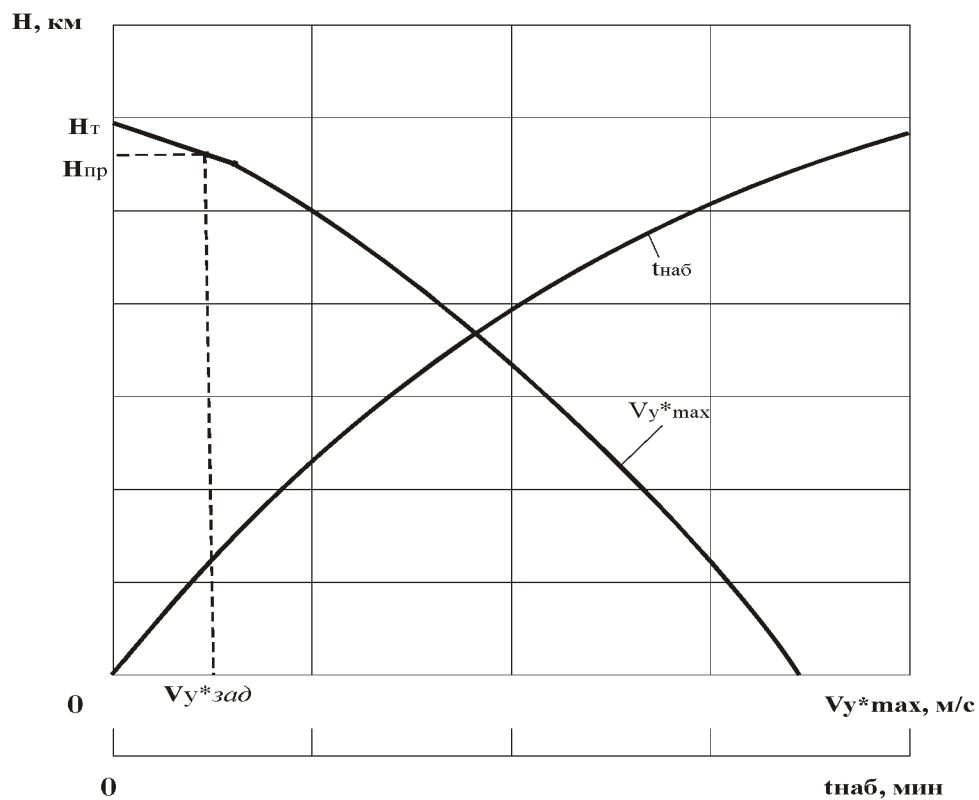


Рисунок 1.6 - Максимальные вертикальные скорости и барограмма набора высоты

Из рисунка 1.5 видно, что скорость  $V_{наб}$  изменяется с увеличением высоты полета и, следовательно, изменяется кинетическая энергия самолета. Учет влияния этого изменения на скороподъемность самолета производится введением поправочного коэффициента  $\chi$ :

$$V_y = \chi V_y^*.$$

Для дозвуковых самолетов принимается программа набора высоты  $V_{наб}(H)$ . Тогда приближенно

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

где  $V_i, V_{i+1}$  - известные значения скорости набора  $V_{наб}$  на заданных высотах  $H_i$  и  $H_{i+1}$ .

Имея значения  $V_{y_{max}}(H)$ , можно рассчитать барограмму подъема самолета  $t_{наб}(H)$ .

Весь диапазон высот (от нулевой до конечной  $H_k$ ) разбивается на ряд интервалов  $\Delta H_i$  ( $i = 1, 2, \dots, n$ ), и определяется время набора заданного интервала высоты

$$\Delta t_i = \frac{\Delta H_i}{60 V_{y_{maxcp}}^i}, \quad \text{мин.}$$

где  $\Delta H_i = H_{i+1} - H_i$ ,  $i = 1, 2, \dots, n$ ;  $V_{y_{maxcp}}^i$  - среднее значение максимальной вертикальной скорости на заданном интервале  $\Delta H_i$ , которое определяется следующим образом:

$$V_{y_{maxcp}}^i = \frac{V_{y_{max}}^*(H_{i+1}) + V_{y_{max}}^*(H_i)}{2} \chi_i, \quad i = 1, 2, \dots, n.$$

Время подъема на высоту  $H_k$

$$t_{наб} = \sum_{i=1}^n \Delta t_i.$$

Все результаты расчета заносятся в таблицу 1.3.

Таблица 1.3 - Расчет времени набора высоты (ПРИМЕР)

$H, \text{ м}$	$V_{y_{max}}^*, \text{ м/с}$	$V_{наб}, \text{ м/с}$	$\chi_i$	$V_{y_{maxcp}}^i, \text{ м/с}$	$\Delta t_i, \text{ мин}$	$t_{наб}, \text{ мин}$
0	40	150				0
			0,7	24,5	1,36	
2000	30	200				1,36
			0,64	16,0	2,08	
4000	20	250				3,44
			0,59	8,9	7,49	
8000	10	300				10,93

По результатам расчета строится график  $t_{наб} = \varphi(H)$  (рисунок 1.6).

В точке пересечения кривой  $V_{y_{max}}^*(H)$  с осью высот определяется теоретический потолок  $H_{т}$ , а при  $V_{y_{зад}}^* = 3...5 \text{ м/с}$  – практический потолок  $H_{пр}$  (рисунок 1.6).

### 1.3 Расчет летных характеристик самолета с винтовыми двигателями методом мощностей

#### 1.3.1 Расчет располагаемых мощностей

При расчете летных характеристик считаем, что винт для заданного самолета и двигателя подобран ранее, т.е. известны серия винта, частота вращения винта в секунду  $n_c$  и диаметр винта в метрах  $D$ . Методика подбора винта дана в [2,4].

Расчет располагаемых мощностей ведется для номинальной мощности двигателя для нескольких выбранных высот полета. Можно рекомендовать следующие высоты (в метрах): 0, 2000, 4000, 6000, 8000, 10000. Для каждой высоты задается пять значений скорости, охватывающих весь предполагаемый летный диапазон. Схема расчета приведена в таблице 1.4.

По результатам расчета для каждой высоты строятся кривые располагаемых мощностей  $N_p = f(V)$  (рисунок 1.7).

#### 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  $C_{ya}$ , включающие  $C_{y_{max}}$  и  $C_{y_{анв}}$ , для которых определяются  $V$  и  $N_p$ . Вычисления проводятся по схеме таблицы 1.5.

Таблица 1.4 - Расчет располагаемой мощности

$H = \dots \text{ м}; n_c = \dots; D = \dots \text{ м}; a = \dots \text{ м/с}$	
$V, \text{ м/с}$	$V_1, V_2, V_3, V_4, V_5$ - задаются
$M = V / a$	
$N, \text{ Вт}$	мощность двигателя - по высотно-скоростной характеристике двигателя
$\lambda = V / n_c D$	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 $\lambda$ и $\beta_m$
$\beta, \text{ град}$	кажущийся угол притекания струй по РДК 15000, рисунок 15231-II
$\alpha_r = \varphi_p - \beta, \text{ град}$	геометрический угол атаки сечения лопасти винта
$M_R = M \sqrt{1 + \left(\frac{\pi}{\lambda}\right)^2}$	число Маха потока, обтекающего концы лопастей
$K_\beta = f(\alpha_r, M_R)$	поправочный коэффициент на влияние сжимаемости воздуха, по РДК 15000, рисунок 15231-III
$\beta_p = \beta_m / K_\beta$	расчетный коэффициент мощности
$\varphi_p = f(\lambda, \beta_p), \text{ град}$	по характеристикам винта для $\lambda$ и $\beta_p$
$\eta = \varphi(\lambda, \beta_p)$	КПД винта, с той же характеристики
$\alpha_{ep} = \varphi_p - \beta, \text{ град}$	
$K_{\eta M} = f(\alpha_{ep}, M_R)$	коэффициент, учитывающий волновые потери, по РДК 15000, рисунок 15231-IV, 15231-XII
$K_{\eta\phi} = 0,985 \frac{K_\phi}{K_{\phi 0}}$	$K_\phi, K_{\phi 0}$ коэффициенты, определяемые по РДК 15000 (рисунок 15221) для действительных условий работы винта на самолете и для условий, в которых винт проходит испытания
$\eta_p = \eta K_{\eta M} K_{\eta\phi}$	расчетный КПД винта
$N_p = i N \eta_p, \text{ Вт}$	располагаемая мощность; $i$ - число двигателей

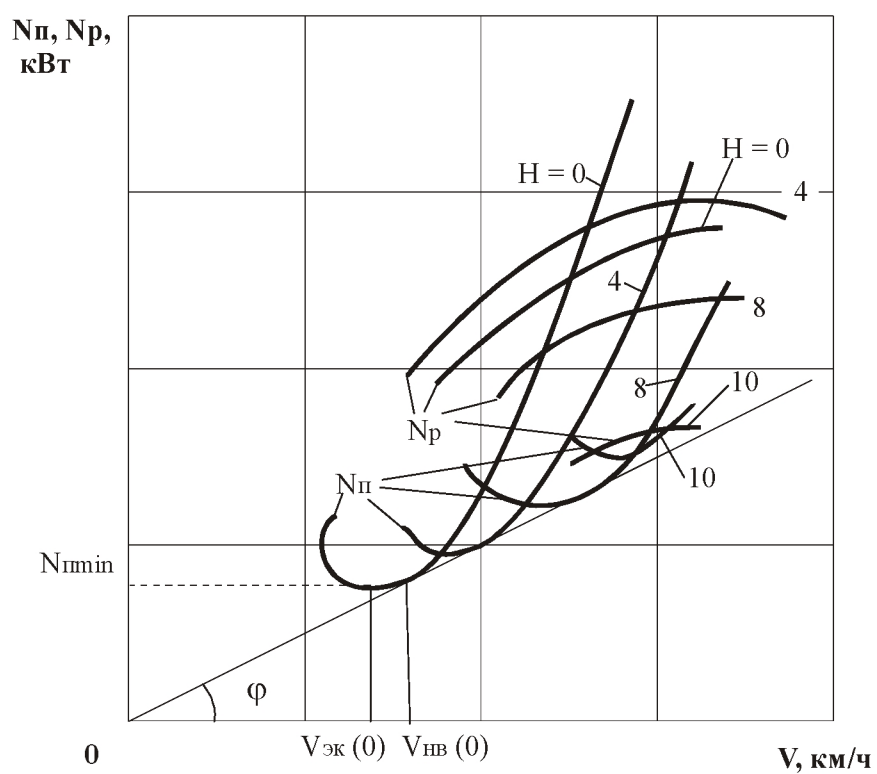


Рисунок 1.7 - Типичная диаграмма потребных и располагаемых мощностей самолета с ТВД

Таблица 1.5 - Расчет потребной мощности

$H = \dots \text{ м}; \Delta = \dots; a = \dots \text{ м/с}$					
$C_{ya}$	Задаются	$C_{y_{max}}$	...	$C_{y_{min}}$	...
$V, \text{ м/с}$	$V = \sqrt{\frac{2mg}{SC_{ya}\rho_0\Delta}}$				
$M$	$M = V/a$				
$C_{xa}$	$C_{xa} = f(C_{ya}, M)$ – по семейству поляр				
$k$	$k = C_{ya} / C_{xa}$				
$N_n, \text{ Вт}$	$N_n = mgV / k$				

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:

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

где  $V(0)$  - скорость, м/с;  $N_n(0)$  - мощность на нулевой высоте, Вт;  $C_{xa} = f(C_{ya})$  - снимается с докритической поляры самолета.

Для других высот осуществляется простой пересчет:

$$V(H) = V(0) \frac{1}{\sqrt{\Delta}}; N_n(H) = N_n(0) \frac{1}{\sqrt{\Delta}}.$$

По результатам расчета для каждой высоты строятся кривые потребных мощностей  $N_n = f(V)$  и наносятся на диаграмму мощностей (рисунок 1.7).

В правых точках пересечения кривых потребных и располагаемых мощностей снимаются значения максимальных скоростей установившегося

горизонтального полета. Определяются экономические скорости  $V_{эк}$ , соответствующие минимальной потребной мощности.

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

Результаты расчета заносятся в таблицу 1.2, в которую добавляются значения экономических скоростей.

Затем строится график зависимостей  $V_{min}, V_{minоп}, V_{эк}, V_{неб}, V_{max}, V_{ф}, V_{м}$  от высоты полета, аналогичный показанному на рисунке 1.4. В итоге получается эксплуатационный диапазон высот и скоростей установившегося горизонтального полета самолета.

Далее проводится расчет скороподъемности самолета. Для ряда скоростей на каждой высоте с диаграммы потребных и располагаемых мощностей снимаются избыточные мощности  $\Delta N = N_p - N_{п}$  (Вт) и подсчитываются вертикальные скорости (м/с)

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

Строятся кривые  $V_y^* = f(V)$  для выбранных высот полета, по которым определяются максимальные значения вертикальных скоростей  $V_{ymax}^*$  и соответствующие им скорости набора высоты  $V_{наб}$  (рисунок 1.5). Если  $V_{ymax}^*$  на нулевой высоте превышает 20 м/с, то учитывается изменение кинетической энергии при наборе высоты (1.2.2).

Расчет теоретического и практического потолков и барограммы подъема проводится так же, как и в методе тяг (1.2.2), с построением графиков зависимостей  $V_{ymax}^* = f(H)$  и  $t_{наб} = \varphi(H)$  (рисунок 1.6).

## 1.4 Взлетные и посадочные характеристики самолета

### 1.4.1 Расчет длины взлетной дистанции

Взлетная дистанция самолета состоит из двух участков: наземного - разбега до скорости отрыва  $V_{отр}$  и воздушного – 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, равной  $(0,9...0,95)V_{отр}$ . Затем угол атаки увеличивается до значения  $\alpha_{отр}$ , соответствующего  $C_{yaотр}$ , и при достижении скорости отрыва происходит плавный отрыв самолета от земли.

Скорость отрыва определяется следующим выражением:

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

Тяга при отрыве от земли приближенно равна для ТРД:  $P_{отр} \approx 0,95P_{0взл}$ , для ТРДД  $P_{отр} \approx 0,9P_{0взл}$ ;  $P_{0взл}$  - статическая тяга на взлетном режиме ( $P_{0взл} \approx 1,2P_0$ ). 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  $C_{yaотр}$  определяется по зависимости  $C_{ya}(\alpha)$  для взлетной конфигурации самолета.

Для приближенных расчетов длина разбега  $L_p$  определяется при среднем значении тангенциальной перегрузки, соответствующей средней скорости  $V_{ср}$  и средней тяге  $P_{ср}$ :

$$L_P \approx \frac{V_{отр}^2}{2g \left( \frac{P_{cp}}{m_{взл}g} - f - \frac{(C_{xa} - fC_{ya})_{ст}}{2C_{yaотр}} \right)}.$$

Величина  $P_{cp}$  меньше  $P_{0взл}$  для ТРД приблизительно на 3%, для ТРДД - на 5%.

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

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

где коэффициент тяги  $\alpha$  берется по характеристике винта в

функции  $\lambda = \frac{V_{cp}}{n_c D}$  и  $\beta_m = \frac{N_{взл}}{\rho_0 n_c^3 D^5}$ . Приблизительно тяга винтового

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

Аэродинамические коэффициенты определяются:  $C_{yact}$  по зависимости  $C_{ya}(\alpha)$  во взлетной конфигурации самолета для стояночного угла атаки  $\alpha_{ст}$ , который составляет  $1^\circ \dots 3^\circ$ ;  $C_{xact}$  - по взлетной поляре.

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

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

Длина воздушного участка взлета

$$L_v = \left( \frac{V_2^2 - V_{отр}^2}{2g} + H_2 \right) \left( \frac{P_{cp}}{m_{взл}g} - \frac{1}{k_{cp}} \right)^{-1},$$

где  $P_{cp}$  - средняя величина тяги двигателей на воздушном участке, приближенно равная  $P_{отр}$ ;

среднее аэродинамическое качество  $k_{cp}$  примерно соответствует  $C_{ya}=0,75C_{yaотр}$ .

Длина взлетной дистанции равна

$$L_{взл} = L_p + L_v.$$

#### 1.4.2 Расчет длины посадочной дистанции

Посадочная дистанция, как и взлетная, состоит из двух участков: воздушного и наземного.

Длина воздушного участка посадки равна

$$L_v = k_{cp}^* \left( \frac{V_{сн}^2 - V_{нос}^2}{2g} + H_{сн} \right),$$

где  $k_{cp}^*$  - условное среднее качество самолета в посадочной конфигурации с работающим двигателем на воздушном участке (таблица 1.6). Высота начала посадочного снижения  $H_{сн}$  принимается равной 15 м.

Таблица 1.6 - Условное среднее качество

Самолеты	$k_{cp}^*$
с винтовыми движителями (малой и средней дальности)	5,0...6,0
с винтовыми движителями (большой дальности)	6,5...7,5
с ТРД	6,0...8,0

Посадочная скорость определяется по формуле

$$V_{noc} = \sqrt{\frac{2m_{noc}g}{\rho_0 S C_{yаnoc}}},$$

где  $m_{noc}$  - масса самолета при посадке (в кг), которую приближенно можно принять

$$m_{noc} = m_{взл} - 0,9m_T - m_{сб}.$$

Значение  $C_{yаnoc}$  определяется по зависимости  $C_{ya}(\alpha)$  в посадочной конфигурации самолета для посадочного угла атаки  $\alpha_{noc}$ , который можно принять равным  $\alpha_{опр}$ .

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:

$$V_{сн} \geq 1,3 \sqrt{\frac{2m_{noc}g}{\rho_0 S C_{ya\max}^{noc}}}.$$

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.

Для приближенных расчетов длина пробега  $L_{np}$  определяется при среднем значении тангенциальной перегрузки, соответствующей средней скорости

$$L_{np} \approx \frac{V_{noc}^2}{2g \left( f_{np} + \frac{(C_{xa} - f_{np} C_{ya})_{cm}}{2C_{yаnoc}} - \frac{P_{np}}{m_{noc}g} \right)},$$

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

Тяга на участке пробега  $P_{np}$  соответствует либо режиму земного малого газа:  $P_{np} = (0,05...0,1)P_0$ , либо режиму реверса (если нет точных данных, то  $P_{np} = - (0,4...0,5) P_0$ ).

Аэродинамические коэффициенты  $C_{уаст}$ ,  $C_{хаст}$  соответственно определяются для стояночного угла атаки  $\alpha_{ст}$  по зависимости  $C_{ya}(\alpha)$  в посадочной конфигурации самолета и по посадочной поляре.

Длина посадочной дистанции равна

$$L_{нос} = L_{св} + L_{np}.$$

### 1.5 Расчет дальности и продолжительности полета самолета

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

Полная дальность складывается из проекций на горизонтальную плоскость траекторий набора высоты, крейсерского участка и снижения:  
 $L=L_{наб} + L_{кр} + L_{сн}$ .

Прежде всего, необходимо задать крейсерскую высоту  $H_{кр}$  и крейсерскую скорость  $V_{кр}$  полета.

Крейсерский режим полета обычно выбирается из условия минимума километрового расхода. Высота при этом оказывается меньше высоты практического потолка на 1...2 км, а скорость полета - несколько больше, чем условная крейсерская  $V_{кр}^*$ , которая находится графически путем проведения касательной к кривой потребной тяги  $P_n(V)$  из начала координат.

### 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.

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

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

где  $V_{набср}$  - в м/с;  $t_{наб}$  - в мин, определяется по барограмме подъема для высоты  $H_{кр}$ .

Средняя скорость самолета при наборе высоты:

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

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

Расход топлива при наборе высоты самолетов с ТРД

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

для самолетов с винтовыми двигателями

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

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

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

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

$$P = \xi P_0; \quad C_{y\partial} = C_{y\partial 0} \frac{C_{y\partial}}{C_{y\partial 0}}(H, M)$$

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

По заданной высоте крейсерского участка полета  $H_{кр}$  определяется приближенно дальность участка снижения:

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

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

Время снижения приближенно равно

$$t_{сн} = \frac{1000 L_{сн}}{60 V_{кр}}, \text{ мин,}$$

где  $L_{сн}$  - в км; скорость  $V_{кр}$  - в м/с.

## 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

$$m_{\text{ткр}} = m_{\text{т}} - m_{\text{тзем}} - m_{\text{твзл}} - m_{\text{тнаб}} - m_{\text{тсн}} - m_{\text{тнос}} - m_{\text{тзан}}$$

где  $m_{\text{т}}$  - полный запас топлива, затраты топлива:  $m_{\text{тзем}}$  - на прогрев и опробование двигателей и рулежку к старту;  $m_{\text{твзл}}$  - на взлет;  $m_{\text{тнаб}}$  - на набор крейсерской высоты полета;  $m_{\text{тсн}}$  - на снижение;  $m_{\text{тнос}}$  - на круг перед посадкой, посадку и заруливание;  $m_{\text{тзан}}$  - гарантированный запас и невыработанный остаток топлива.

Для приближенных расчетов можно принять следующие данные из таблицы 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
$m_{\text{тзем}}$ , кг	2...3	12...17
$m_{\text{твзл}}$ , кг	2...3	12...17
$m_{\text{тсн}}$ , кг/мин	0,3...0,4	1,2...2,0
$m_{\text{тнос}}$ , кг	4...6	20...25
$m_{\text{тзан}}$ , кг	5...7% от $m_{\text{т}}$	

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

1.5.2.2 Приближенный расчет дальности и продолжительности полета на заданной скорости ( $V_{\text{кр}} = \text{const}$ ) и высоте ( $H_{\text{кр}} = \text{const}$ )

Для заданных высоте  $H_{\text{кр}}$  и скорости  $V_{\text{кр}}$  определяются:

$$M_{\text{кр}} = V_{\text{кр}} / a = \text{const}; \quad C_{ya} = \frac{2mg}{S\rho(V_{\text{кр}})^2}; \quad C_{xa} = f(C_{xa}, M_{\text{кр}}) \quad - \text{ по семейству}$$

поляр;  $k = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}$ . Подсчитывается потребная тяга  $P_{\text{п}} = \frac{mg}{k}$  или мощность

$N_{\text{п}} = P_{\text{п}} V_{\text{кр}}$ . Определяется располагаемая тяга всех двигателей  $P_{\text{р}} = \xi P_0$  или мощность для ТВД  $N_{\text{р}} = i\eta_{\text{ср}} N_{\text{дв}}$ . Величина  $\xi$  берется по высотно-скоростной характеристике для заданных  $H_{\text{кр}}$  и  $M_{\text{кр}}$  (приложение 3), а средний КПД винта  $\eta_{\text{ср}}$  может быть принят равным 0,8.

Определяется степень дросселирования двигателей

$$\bar{P} = \frac{P_{\text{п}}}{P_{\text{р}}}; \quad \bar{N} = \frac{N_{\text{п}}}{N_{\text{р}}}.$$

Далее определяется удельный расход топлива на крейсерском режиме по характеристикам двигателя:

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

Для самолетов с ТРД и ТРДД

$$C_{y\partial} = C_{y\partial 0} \frac{C_{y\partial}^{\text{ном}}}{C_{y\partial 0}}(H, M) \frac{C_{y\partial}}{C_{y\partial}^{\text{ном}}}(\bar{P}),$$

где  $\frac{C_{y\delta}^{ном}}{C_{y\delta 0}}$  - берется по рисунку П.3,  $\frac{C_{y\delta}}{C_{y\delta}^{ном}}$  - по рисунку П.4 приложения 3.

Для самолетов с ТВД

$$C_3 = C_3^{ном} \frac{C_3}{C_3^{ном}} (\bar{N}),$$

где  $C_3^{ном}$  берется по рисунку П.1, а  $\frac{C_3}{C_3^{ном}}$  - по рисунку П.2 приложения 3.

Средний километровый расход топлива равен

$$q_{кмср} = \frac{C_{y\delta} P_{п}}{V_{кр}} - \text{для ТРД и ТРДД};$$

$$q_{кмср} = \frac{C_3 N_{п}}{\eta_{ср} V_{кр}} - \text{для ТВД}.$$

В этих формулах:  $q_{км}$  - в кг/км;  $C_{y\delta}$  - в  $\frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}$ ;  $P_{п}$  - в Н;  $V_{кр}$  - в км/ч;

$C_3$  - в  $\frac{\text{кг}}{\text{кВт} \cdot \text{ч}}$  и  $N_{п}$  - в кВт.

Дальность и продолжительность полета определяются выражениями

$$L_{кр} = \frac{m_{ткр}}{q_{кмср}}; \quad t_{кр} = \frac{L_{кр}}{V_{кр}}.$$

Затем определяется полная дальность  $L$  (в км) и полная продолжительность полета (в час)

$$t = t_{наб} + t_{кр} + t_{сн}.$$

## 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:

$S_{zo}$  - площадь (омываемая) горизонтального оперения;

$S_g$  - площадь руля высоты;

$L_{zo}$  - плечо горизонтального оперения, которое приближенно можно определить как длину проекции на продольную ось самолета отрезка, соединяющего точку, расположенную на 1/4 средней аэродинамической хорды (САХ) крыла, с точкой, лежащей на 1/4 САХ горизонтального оперения.

Длина САХ и ее положение для трапецевидного крыла с подфюзеляжной частью (рисунок 2.1) определяется как

$$e_A = \frac{4}{3} \frac{S}{l} \left[ 1 - \frac{\eta}{(\eta+1)^2} \right]; z_A = \frac{l}{6} \left( \frac{\eta+2}{\eta+1} \right); \eta = \frac{e_O}{e_K}.$$

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 ( $\alpha_0, \bar{x}_F, C_{ya}^\alpha, C_{mo}$ ) для всего летного диапазона чисел  $M$ .

В дальнейшем при записи формул все угловые размеры считаются заданными в радианах. Если углы даются в градусах, это отмечается значком “°” сверху, например:  $\alpha_0^\circ$ .

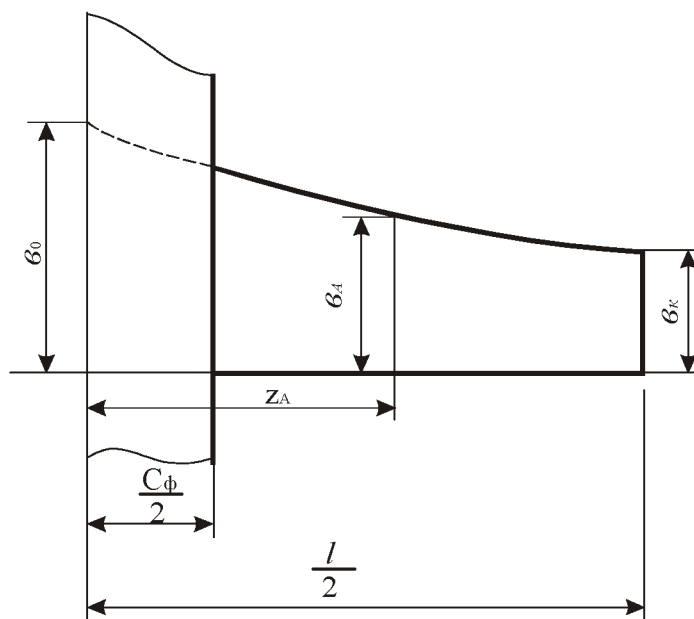


Рисунок 2.1 - К определению САХ крыла

### 2.1.2 Аэродинамические характеристики крыла и оперения

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

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

Значения  $C_{y_{\alpha\infty}}^\alpha$  профиля пересчитываются на конечное удлинение  $\lambda = \bar{F}/S$  и стреловидность  $\chi^\circ$ :

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

Угол атаки при нулевой подъемной силе  $\alpha_0^{\circ}$  пересчитывается в радианы.

Аналогичный пересчет делается для производной  $C_{ya\infty}^{\alpha}$ . Результаты сводятся в таблицу 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...
$M$ $M_y = M \cos \chi$ $\alpha_0^{\circ}$ $\alpha_0$ $\bar{x}_F$ $C_{ya\infty}^{\alpha}$ $C_{ya}^{\alpha}(\lambda, \chi)$ $C_{mo}$ $M_{y\infty} = M \cos \chi_{\infty}$ $C_{ya\infty}^{\alpha_{\infty}}$ $C_{ya\infty}^{\alpha_{\infty}}(\lambda_{\infty}, \chi_{\infty})$	$M_{min} \dots M_{max}$

## 2.2 Расчет статических моментов тангажа

Коэффициент момента тангажа самолета в установившемся прямолинейном полете будем определять в следующем виде

$$m_z = m_{z0} + m_z^{c_y} C_{ya} + m_z^{\varphi} \varphi_{yct} + m_z^{\delta_e} \delta_e + m_{pz},$$

где  $m_{z0}$  - коэффициент аэродинамического момента тангажа при нулевой подъемной силе ( $C_{ya}=0$ ) и нейтральном положении стабилизатора и руля высоты ( $\varphi_{yct} = 0$ ;  $\delta_e = 0$ );  $m_z^{c_y} = (\bar{x}_T - \bar{x}_{Fa})$  - частная производная коэффициента момента тангажа по  $C_{ya}$ ;  $\bar{x}_{Fa}, \bar{x}_T$  - координаты аэродинамического фокуса и центра масс самолета в долях САХ крыла;  $m_z^{\varphi}$  и  $m_z^{\delta_e}$  - производные коэффициента момента тангажа по углам отклонения стабилизатора и руля высоты;  $m_{pz}$  - коэффициент момента тангажа от тяги силовой установки.

Расчет  $m_z$  производится для крейсерской высоты полета  $H_{кр}$ , средней полетной массы самолета  $m$  и ряда чисел  $M$ , охватывающих весь летный диапазон.

### 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:

$$x_{Fa} = x_{F\delta z0} + \Delta x_{Fz0},$$

$$\text{где } \bar{x}_{F\delta z0} = \bar{x}_{Fnp} + \Delta \bar{x}_{Fcmp} + \Delta \bar{x}'_{F\phi} + \Delta \bar{x}''_{F\phi} + \Delta \bar{x}_{Fz0}.$$

Координата фокуса  $\bar{x}_{Fnp} = \bar{x}_F$  эквивалентного прямоугольного крыла берется из таблицы 2.1. Поправка на влияние стреловидности крыла

$$\Delta\bar{x}_{Fccm} = \lambda tg\chi \left( 0,036 - \frac{0,06}{\eta} \right).$$

Смещение фокуса от влияния фюзеляжа определяется следующими выражениями. Влияние носовой части фюзеляжа

$$\Delta\bar{x}'_{F\phi} = -\frac{k_{\phi} S'_{\phi} L_{\phi}}{C_{ya}^{\alpha} S\mathcal{B}_A}.$$

Здесь  $L_{\phi}$  - длина фюзеляжа;

$S'_{\phi} = L_{\phi} C_{\phi}$  - площадь прямоугольника, описанного около контура фюзеляжа в плане;

$C_{\phi}$  - ширина фюзеляжа;

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

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

где  $x_{\phi}$  - расстояние от носка 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:

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

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

Смещение фокуса от влияния гондол двигателей, расположенных на крыле:

$$\Delta \bar{x}_{F_{2\partial}} = -i \left( \frac{\Delta x}{\epsilon} \right) \frac{\epsilon}{\epsilon_A} \frac{S_1}{S} k_{2\partial},$$

где  $i$  - число гондол двигателей;  $\frac{\Delta x}{\epsilon}$  - местное смещение фокуса на участках крыла, на которых расположены гондолы, выраженное в долях хорды крыла:

$$\frac{\Delta x}{\epsilon} = -0,06 + 0,48 \frac{\xi}{\epsilon} \quad (\text{рисунок 2.3});$$

$$S_1 = C_{2\partial} \epsilon; \lambda_{2\partial} = \frac{l_{2\partial}}{C_{2\partial}};$$

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

При расположении двигателей на хвостовой части фюзеляжа их мотогондолы и пилоны работают как дополнительное горизонтальное оперение. Приблизительно можно учесть смещение фокуса по тем же формулам, что и для оперения, приняв величину  $C_{y_{a2\partial}}^\alpha \approx 2,0 \dots 2,5$ .

Смещение фокуса от горизонтального оперения

$$\Delta \bar{x}_{F_{2\partial}} = K_{2\partial} A_{2\partial} \frac{C_{y_{a2\partial}}^\alpha}{C_{y_a}^\alpha} (1 - \epsilon^\alpha).$$

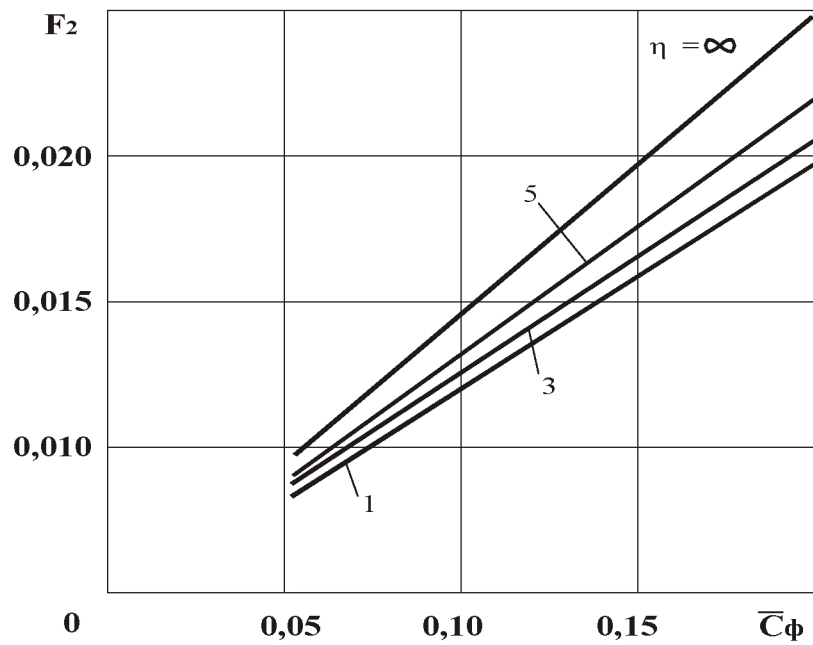


Рисунок 2.2 - График для определения функции  $F_2 = (C_\phi, \eta)$

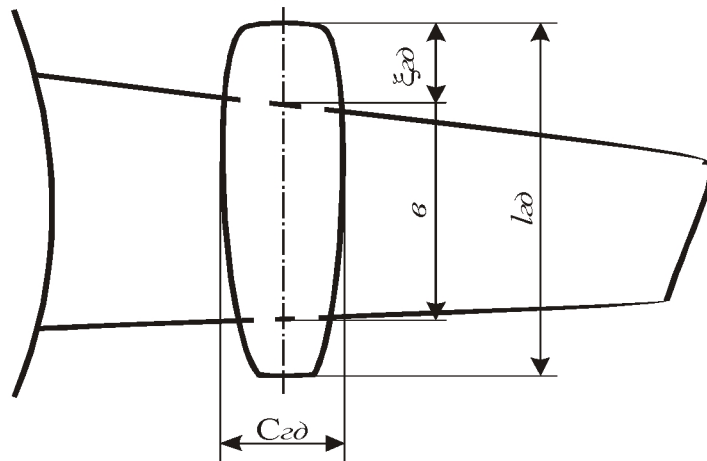


Рисунок 2.3 - К определению влияния гондол двигателей на положение фокуса

Коэффициент торможения потока в области горизонтального оперения

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

где  $S_{zo}^\phi$  - площадь подфюзеляжной части горизонтального оперения.

Относительная величина статического момента площади горизонтального оперения

$$A_{zo} = \bar{S}_{zo} \bar{L}_{zo},$$

где  $\bar{S}_{zo} = \frac{S_{zo}}{S}$ ;  $\bar{L}_{zo} = \frac{L_{zo}}{b_A}$ .

Производная угла скоса потока от крыла в области оперения по углу атаки  $\varepsilon^\alpha$  для крыльев обычных удлинений равна

$$\varepsilon^\alpha = \varepsilon^y C_{ya}^C, \quad \text{где } \varepsilon^y = \frac{0,635}{\lambda} K_\eta K_\chi K_x K_y.$$

Поправки на форму крыла в плане

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

поправки на взаимное расположение крыла и оперения

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

где  $\bar{x}_{zo} = \frac{2L_{zo}}{l}$ ;  $\bar{y}_{zo} = \frac{2y_{zo}}{l}$ ;  $l$  - размах крыла;  $y_{zo}$  - превышение хорды

горизонтального оперения над центральной хордой крыла.

Результаты расчета заносятся в таблицу 2.2.

Таблица 2.2 – Аэродинамический фокус крыла

М	$M_{min} \dots M_{max}$
$V=Ma, \text{м/с}$	
$\bar{x}_{Fnp}$	
$\Delta\bar{x}_{Fcmp}$	
$\Delta\bar{x}'_{F\phi}$	
$\Delta\bar{x}''_{F\phi}$	
$\Delta\bar{x}_{Fz\delta}$	
$\bar{x}_{F\delta z\delta}$	
$\Delta x_{Fz\delta}$	
$x_{Fa}$	

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

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

$$m_z^\varphi = -K_{z\delta} C_{y\alpha z\delta} A_{z\delta}$$

Коэффициент эффективности руля высоты

$$m_z^{\delta_g} = n_g m_z^\varphi,$$

где  $n_g = \sqrt{\frac{S_g}{S_{го}}}$ .

Результаты расчетов заносятся в таблицу 2.3.

### 2.2.3 Расчет коэффициента $m_{zo}$ в полетной конфигурации самолета

Коэффициент аэродинамического момента тангажа (при  $C_{ya} = 0$ ,  $\varphi_{уст} = 0$ ,  $\delta_e = 0$ ) равен

$$m_{zo} = m_{zобзо} + m_{zозо}.$$

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

$$m_{zобзо} = C_{m0} + \Delta m_{зоф}.$$

Коэффициент  $C_{m0}$  берется из характеристик профиля крыла, а приращение  $\Delta m_{зоф}$  от влияния фюзеляжа:

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

где  $\alpha_0$  - угол атаки при нулевой подъемной силе крыла;  $\varphi_{кр}$  - угол установки крыла (между центральной хордой крыла и продольной осью самолета); обычно  $\varphi_{кр} = 0,035...0,07$ .

Коэффициент момента тангажа горизонтального оперения (при  $\varphi_{уст} = 0$ ,  $\delta_e = 0$ )

$$m_{zозо} = m_z^p(\alpha_0 - \varepsilon_0),$$

где  $\varepsilon_0$  - 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 T-образного оперения.

Результаты расчетов заносятся в таблицу 2.3.

### 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 установившемся горизонтальном полете

$$m_{pz} = -C_{xa} \bar{y}_p \bar{y}_p = \frac{y_p}{b_A},$$

где  $y_p$  - плечо тяги относительно центра масс самолета (по направлению оси ОУ); значения  $C_{xa} = f(H, M)$  берутся из расчета потребных тяг для выбранной высоты полета.

Результаты расчетов заносятся в таблицу 2.3.

### 2.3 Диапазон допустимых центровок

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

#### 2.3.1 Предельная задняя центровка

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

$$(\bar{x}_{Fa} - \bar{x}_T)_{\text{min}} \geq \Delta.$$

Если построить зависимость  $\bar{x}_{Fa} = f(M)$  по результатам расчетов таблицы 2.3 (рисунок 2.4), то при некотором значении числа  $M$ ,

лежащем внутри летного диапазона скоростей, можно определить самое переднее положение фокуса  $\bar{x}_{Fa min}$ . Тогда

$$\bar{x}_{тпз} = \bar{x}_{Fa min} - \Delta.$$

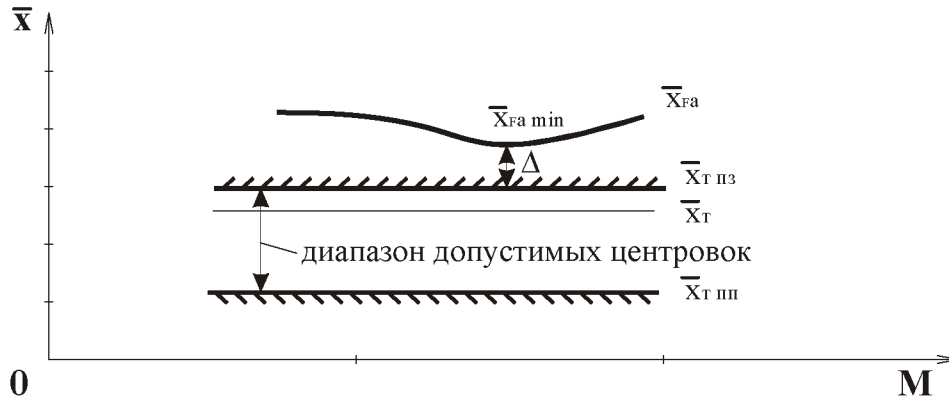


Рисунок 2.4 - К определению допустимого диапазона центровок

Величина минимального запаса центровки  $\Delta$  определяется типом самолета:

Пассажирские и транспортные самолеты	
с полетной массой до 100 т.....	0,10
свыше 100 т.....	0,12

Задавая  $\bar{x}_T$  ориентировочно:

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

получим

$$m_z^{c,y} = \bar{x}_T - \bar{x}_{Fa} = f(M).$$

Результаты расчета  $m_z^{c,y}$  заносятся в таблицу 2.3.

### 2.3.2 Предельная передняя центровка

Предельная передняя центровка определяется из условия достаточности органов управления для балансировки самолета на режиме посадки ( $V = V_{noc}$ ) с выпущенными механизацией и шасси.

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 был сбалансирован по моменту при нейтральном положении руля высоты.

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

$$\varphi_{уст} = -\frac{1}{m_z^\varphi} \left( m_{zo} + m_z^{C_y} C_{ya} + m_{pz} \right).$$

Здесь все величины в правой части берутся для  $H$  и  $M$  основного режима полета ( $H=H_{кр}$ ,  $M=M_{кр}$ ).

Предельная передняя центровка определяется из условия балансировки самолета при посадке:

$$\bar{x}_{ТПП} = \bar{x}_{F\delta z_0} - \frac{1}{C_{yанос}} \left[ m_{zобз_0}^{mex} + \Delta m_{zou} + m_z^\varphi (n_\delta \delta_{анос} + \alpha_{анос} + \varphi_{уст} - \varepsilon_{анос}) \right]$$

Угол атаки  $\alpha_{анос}$  и  $C_{yанос}$  определены ранее при расчете посадочной дистанции. Коэффициент момента тангажа самолета без горизонтального оперения с учетом отклонений механизации крыла

$$m_{zобз_0}^{mex} = m_{zобз_0} + \Delta m_{zo}^{mex},$$

где  $\Delta m_{zo}^{mex} = -0,25 \Delta C_{ya}^{mex}$ .

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

$$\Delta C_{ya}^{mex} = C_{ya}(\delta^{mex}) - C_{ya}(\delta^{mex} = 0).$$

Величину  $\Delta m_{zou}$  приближенно можно принять равной

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

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

$$\varepsilon_{пос} = \left( \varepsilon^{\alpha} \alpha_{пос} + \frac{0,55}{\lambda^{mex}} \Delta C_{ya}^{mex} \right) \sqrt{\frac{h}{l}},$$

где удлинение части крыла, обслуживаемой механизацией,  $\lambda^{mex} = \frac{l_{mex}^2}{S_{mex}}$ ;

$h = h_{зак} + h'$  - расстояние от закрылков до земли (рисунок 2.5); расстояние от колес до земли принимается  $h' = 0,2 \mathcal{E}_A$ .

Если полученное значение  $\bar{x}_{тип}$  не удовлетворяет требованиям, предъявляемым к допустимому диапазону центровок (рисунок 2.4), то следует применять подвижной стабилизатор и на режиме посадки определить значение  $\varphi_{пос}$ , отличное от  $\varphi_{уст}$  основного режима полета.

Допустимый диапазон центровок ограничен предельной передней и предельной задней центровками:

$$\bar{x}_{тип} \leq \bar{x}_T \leq \bar{x}_{тип}.$$

Полученные значения предельных центровок наносятся на график (рисунок 2.4).

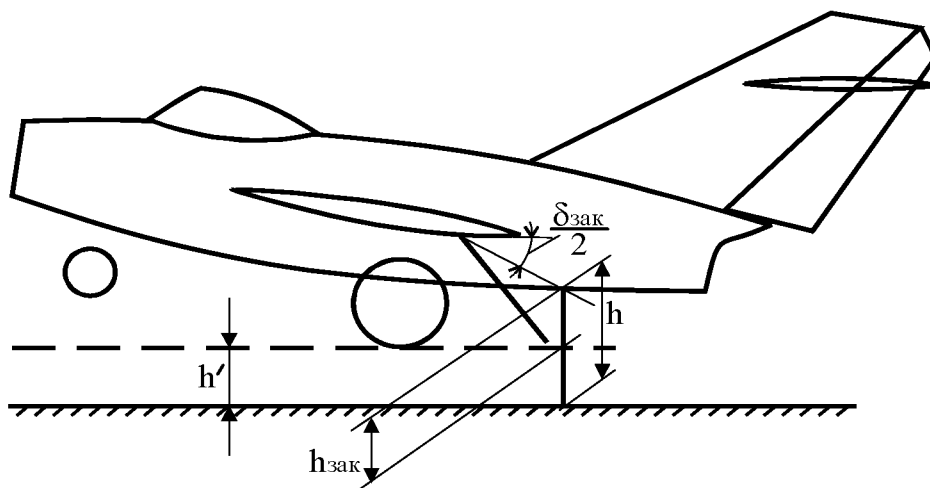


Рисунок 2.5 - К определению расстояния h

#### 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  $m_z(0)$ . Обозначение (0) соответствует нейтральному положению органов управления.

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

При неотклоненном руле высоты коэффициент момента тангажа самолета

$$m_z(0) = m_{z0} + m_z^C C_{ya} + m_z^\varphi \varphi_{уст} + m_{pz}.$$

Для выбранной высоты полета рассчитываются зависимости  $m_z(0) = f(V)$  по схеме, приведенной в таблице 2.3.

Таблица 2.3 - Расчет момента тангажа  $m_z(0)$

$H = \dots, \text{ м}$	$a = \dots, \text{ м/с}$	$\rho = \dots, \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$
$M$	$M_{\min} \dots M_{\max}$	Задается
$V = Ma, \text{ м/с}$		
$C_{ya} = \frac{2mg}{S\rho V^2}$		
$m_z^\varphi$		по 2.2.2
$m_{\text{зобго}}$		по 2.2.3
$m_{\text{зого}}$		то же
$m_{\text{зо}}$		то же
$\bar{x}_{Fa}$		из таблицы 2.2
$m_z^{C_y} = \bar{x}_r - \bar{x}_{Fa}$		
$m_z^{C_y} C_{ya}$		
$\varphi_{уст}$		для основного режима полета по 2.3.2
$m_z^\varphi \varphi_{уст}$		
$m_{pz}$		по 2.2.4
$m_z(0)$		

По результатам расчета строится график зависимости  $m_z(0) = f(C_{ya})$  (рисунок 2.6).

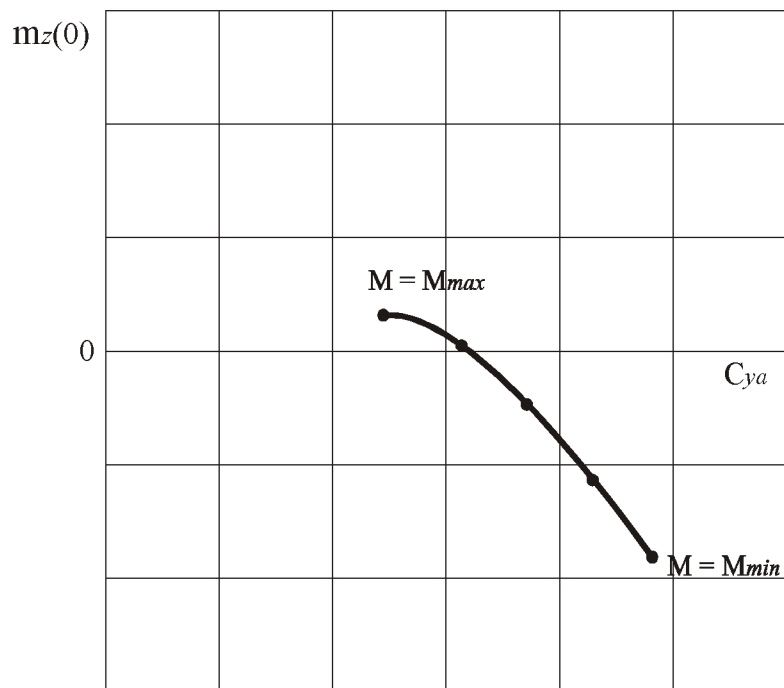


Рисунок 2.6 - Примерный вид зависимости  $m_z(0)$

#### 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 необходимые для балансировки углы отклонения руля высоты

$$\delta_\epsilon = - \frac{m_z(0)}{m_z^{\delta_\epsilon} \left( 1 + \frac{m_z^{C_y}}{L_{z0}} \right)}$$

Вычисление  $\delta_\theta(V)$  рекомендуется проводить, продолжая таблицу 2.3, в дальнейшем включив в нее расчет усилий. Примерный вид балансировочных кривых для  $\delta_\theta$  и  $P_\theta$  приведен на рисунке 2.7.

### 2.4.3 Балансировочная кривая по усилиям на рычагах управления тангажем

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

$$P_\theta = -K_{\theta u} S_{\theta AB} K_{z\theta} (m_{\theta z\theta}^{\alpha} \alpha_{z\theta} + m_{\theta u}^{\delta_\theta} \delta_\theta) q,$$

где  $K_{\theta u}$  - коэффициент передачи усилий, обычно  $K_{\theta u} = 1,0 \dots 2,0 \text{ м}^{-1}$ ;  $S_{\theta AB}$  - САХ руля высоты.

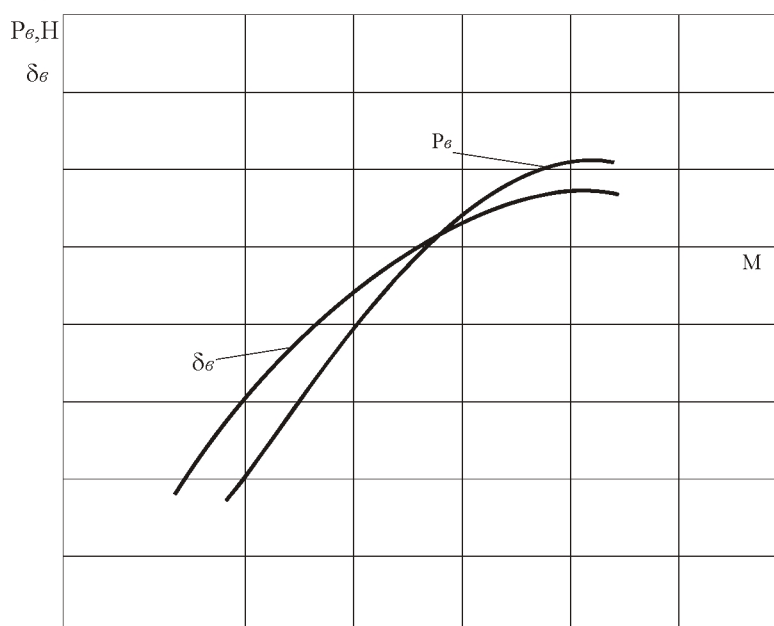


Рисунок 2.7 - Примерный вид балансировочных кривых

Угол атаки горизонтального оперения

$$\alpha_{zo} = \alpha_0 + \varphi_{уст} - \varepsilon_0 + (1 - \varepsilon^\alpha) \frac{C_{ya}}{C_{ya}^\alpha}.$$

Производные коэффициента шарнирного момента

$$m_{и}^{\alpha_{zo}} = -0,12 \bar{S}_e (1 - 3,6 \bar{S}_{ок}) C_{ya_{zo}}^{\alpha_{zo}} \cos \chi_e;$$

$$m_{и}^{\delta_e} = -0,14 (1 - 6,5 \bar{S}_{ок}^{1,5}) C_{ya_{zo}}^{\alpha_{zo}} \cos^2 \chi_e,$$

где  $\chi_e$  - угол стреловидности руля высоты по передней кромке;  
 $\bar{S}_e = S_e / S_{zo}$  - относительная площадь руля высоты;  $\bar{S}_{ок} = S_{ок} / S_e$  - относительная площадь осевой компенсации, которая выбирается в пределах 0,1...0,25. Меньшие значения выбираются для легких самолетов.

Если балансировочные усилия, полученные для простейшей системы управления, велики (НЛГС 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

$$P_e = K_{жс} \frac{\delta_e}{K_{и}}.$$

Характеристика жесткости загрузочного механизма  $K_{жс} = dP_e / dx_e$  выбирается, исходя из получения приемлемых усилий. Ориентировочные значения  $K_{жс}$  для штурвала 1500...3000 Н/м.

2.5 Основные требования, предъявляемые к показателям продольной устойчивости и управляемости

Допустимые значения некоторых основных показателей статической устойчивости и управляемости нормируются для самолетов

соответствующего класса и назначения. Ниже приводятся требования к этим показателям.

1. Самолет должен быть статически устойчивым по перегрузке и по скорости на всех режимах полета.

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

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

## 2.6 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.

Рассчитанные 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.

## 2.7 Оформление работы

Работа завершается пояснительной запиской.

Записка должна включать: титульный лист, задание, схему самолета и его аэродинамические характеристики, реферат, оглавление, введение, основную часть, заключение, список литературы.

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

Текст записки, рисунки, таблицы и т.д. оформляются в соответствии с [5].

## 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
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

Основные характеристики авиационных профилей

ВНИМАНИЕ! Знаки  $C_{m0}$  даны обратные ( $-C_{m0}$ ). Значения  $C_{y_{max}}$  даны для

$$\lambda=5.$$

Для стреловидного крыла характеристики берутся для  $M_s = M \cos \chi$ .

Профиль	$M$	$\alpha_0^\circ$	$\bar{x}_F$	$C_{y_{acc}}^\alpha$	$-C_{m0}$	$C_{y_{max}}$
НАСА 23009 $\bar{C} = 0,09$	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	-
НАСА 23012 $\bar{C} = 0,12$	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	-	
НАСА 23015 $\bar{C} = 0,15$	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	$M$	$\alpha_0^\circ$	$\bar{x}_F$	$C_{y_{\alpha 0}}^\alpha$	$-C_{m0}$	$C_{y_{\alpha max}}$
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

М	Профиль СР-7С-9 $\bar{C} = 0,09 \quad \bar{x}_c = 0,385$		Профиль КВ-2С-12 $\bar{C} = 0,12 \quad \bar{x}_c = 0,45$	
	$C_{y_{\infty}}^{\alpha}$	$\bar{x}_F$	$C_{y_{\infty}}^{\alpha}$	$\bar{x}_F$
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 [4].

## 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 (рисунок 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 дроссельных режимах удельный расход

$$C_{\text{э}} = C_{\text{эном}} \bar{C}_{\text{э}}.$$

Значения относительного удельного расхода  $\bar{C}_{\text{э}}$  берутся по рисунку П.2 в функции степени дросселирования  $\bar{N} = N_n / N_{\text{ном}}$ .

### 2 Турбореактивные двигатели

Типовые высотно-скоростные характеристики ТРД, взятые из [3], приводятся в относительных значениях тяги и удельного расхода топлива (отнесены к  $P_0$  и  $C_{\text{уд0}}$ ). Зависимости  $P = f(M, H)$  и  $C_{\text{уд}} = f(M, H)$  можно получить, задав значения  $P_0$  и  $C_{\text{уд0}}$ . На рисунке П.3 приведены осредненные характеристики дозвуковых ТРД и ТРДД.

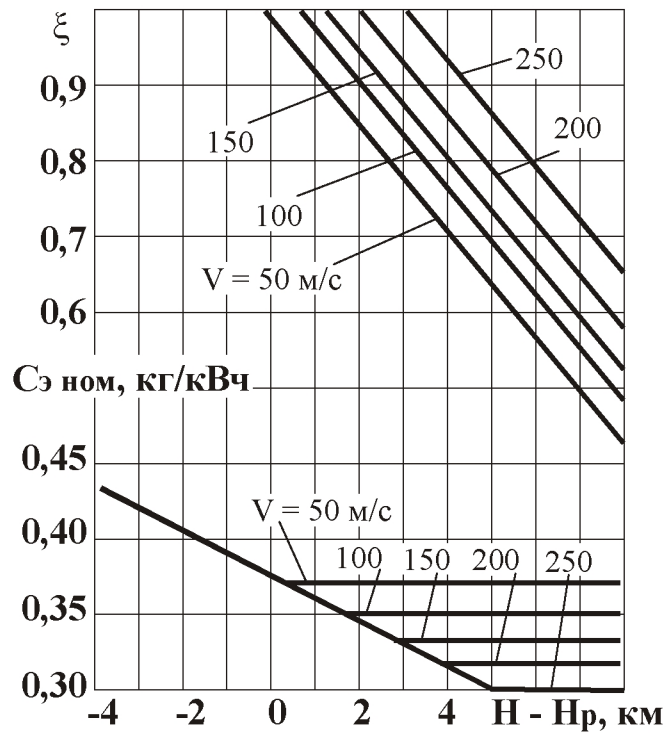


Рисунок П.1. - Типовая характеристика ТВД

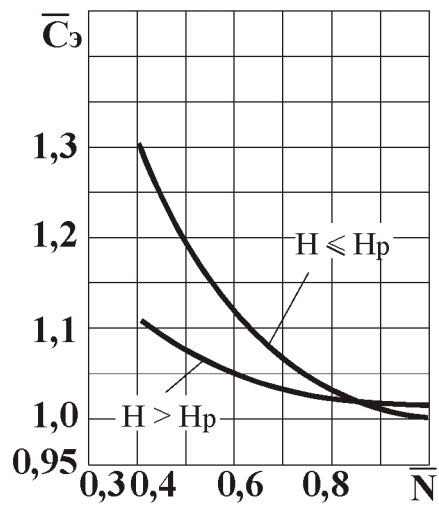


Рисунок П.2. Зависимость относительного удельного расхода от степени дросселирования ТВД

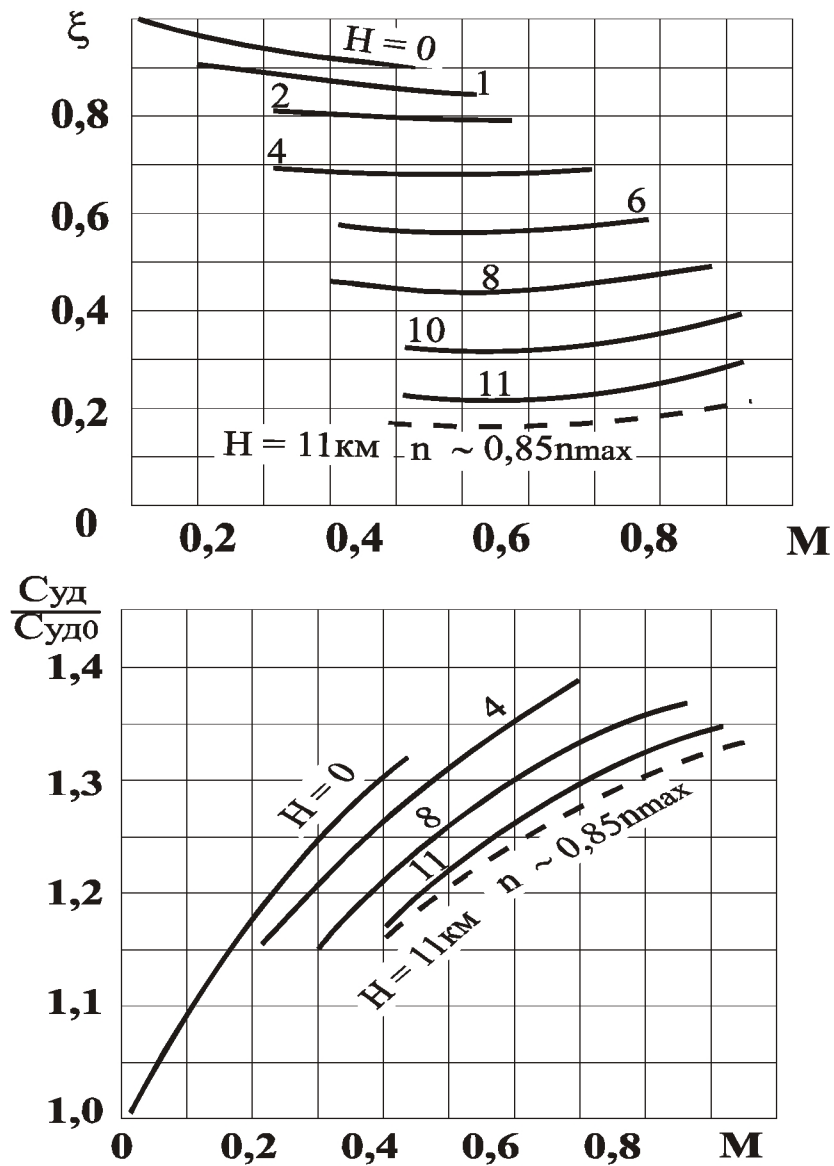


Рисунок П.3а) - Высота-скоростные характеристики дозвукового ТРДД  
( $m=0\dots 2$ )

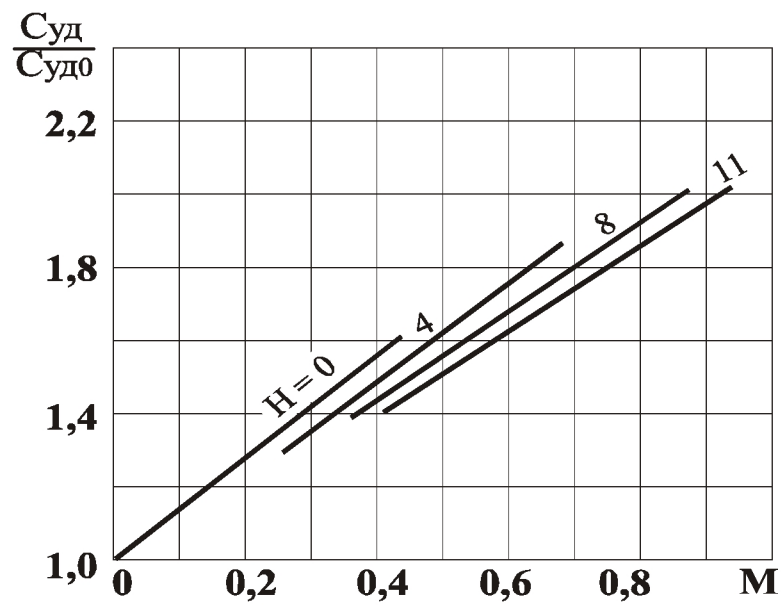
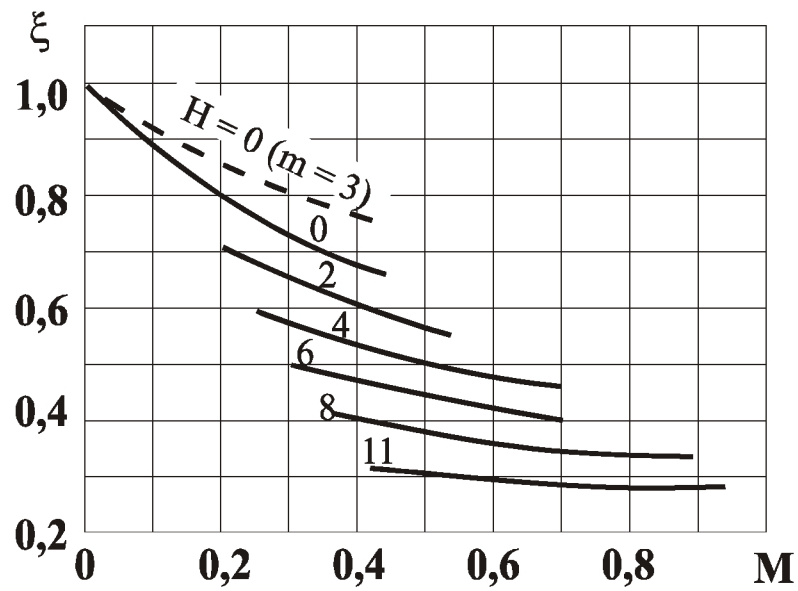


Рисунок П.3б) - Высотно-скоростные характеристики дозвукового ТРДД  
( $m=4\dots 6$ )

При работе двигателя на дроссельном режиме удельный расход

$$C_{y\partial} = C_{y\partialном} \bar{C}_{y\partial}.$$

Относительный удельный расход  $\bar{C}_{y\partial}$  приведен на рисунке П.4 в функции степени дросселирования  $\bar{P}$ .

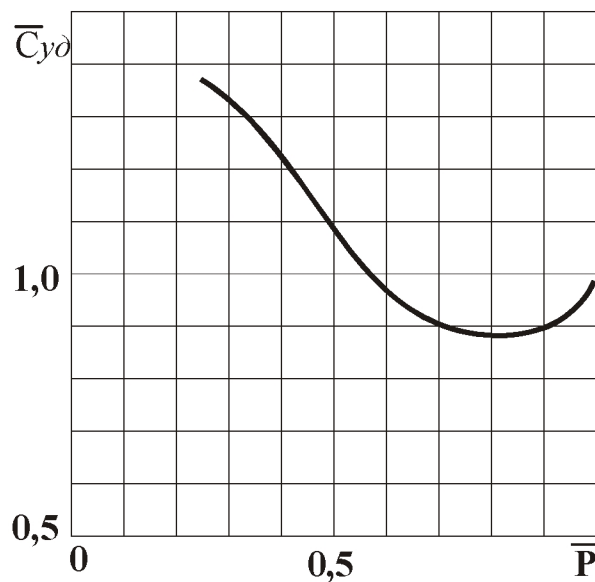


Рисунок - П.4 Осредненные дроссельные характеристики дозкового ТРД

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Аэромеханика самолета/ Под ред. А.Ф. Бочкарева и В.В. Андреевского. – М.: Машиностроение, 1985.-359с.
2. Остославский И. В., Аэродинамика самолета. - М.: Оборонгиз, 1957. - 491 с.
3. Проектирование самолетов/ Под ред. С.М. Егера. - М.: Машиностроение, 1982. - 439 с.
4. Головин В. М., Филиппов Г. В., Шахов В. Г. Расчет поляр и подбор винта к самолету. Учебн. пособие. Самара, СГАУ, 1992. - 68 с.
5. Общие требования к учебным текстовым документам// СТП СГАУ 6.1.4-97: Самара, Самарский государственный аэрокосмический университет, 1997. – 16 с.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

---

- 1 Расчет летных характеристик самолета
  - 1.1 Исходные данные для расчета летных характеристик самолета
  - 1.2 Расчет летных характеристик самолета с турбореактивными двигателями
    - 1.2.1 Расчет диапазона высот и скоростей установившегося горизонтального полета упрощенным методом тяг
    - 1.2.2 Расчет скороподъемности самолета
  - 1.3 Расчет летных характеристик самолета с винтовыми двигателями методом мощностей
    - 1.3.1 Расчет располагаемых мощностей
    - 1.3.2 Расчет потребных мощностей, горизонтальных скоростей и скороподъемности
  - 1.4 Взлетные и посадочные характеристики самолета
    - 1.4.1 Расчет взлетной дистанции самолета с разбегом
    - 1.4.2 Расчет длины посадочной дистанции
  - 1.5 Расчет дальности и продолжительности полета самолета
    - 1.5.1 Расчет затрат топлива и дальности полета на участках набора высоты и снижения
    - 1.5.2 Расчет дальности и продолжительности полета самолета на крейсерском участке
      - 1.5.2.1 Расчет располагаемого запаса топлива
      - 1.5.2.2 Приближенный расчет дальности и продолжительности полета на заданной скорости ( $V_{кр} = \text{const}$ ) и высоте ( $H_{кр} = \text{const}$ )
- 2 Расчёт характеристик продольной устойчивости и управляемости самолета
  - 2.1 Исходные данные, используемые для расчёта моментных характеристик
    - 2.1.1 Геометрические характеристики
    - 2.1.2 Аэродинамические характеристики (АХ) крыла и оперения
  - 2.2 Расчет статических моментов тангажа
    - 2.2.1 Расчет фокуса самолета
    - 2.2.2 Расчет производных управляющих моментов
    - 2.2.3 Расчет коэффициента  $m_{z0}$  в полетной конфигурации самолета
    - 2.2.4 Расчет коэффициента момента тангажа от тяги силовой установки

- 2.3 Диапазон допустимых центровок
  - 2.3.1 Предельная задняя центровка
  - 2.3.2 Предельная передняя центровка
- 2.4 Балансировка самолета в прямолинейном установившемся горизонтальном полете
  - 2.4.1 Момент тангажа самолета в установившемся горизонтальном полете при нейтральном положении органов управления
  - 2.4.2 Балансировочная кривая по отклонениям органов управления
  - 2.4.3 Балансировочная кривая по усилиям на рычагах управления тангажем
- 2.5 Основные требования, предъявляемые к показателям продольной устойчивости и управляемости
- 2.6 Выводы и рекомендации
- 2.7 Оформление работы
- Приложение 1
- Приложение 2
- Приложение 3
- Библиографический список