

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ  
ФЕДЕРАЦИИ

Государственное образовательное учреждение высшего  
профессионального образования – «Оренбургский государственный  
университет»

М. В. ЧУДАКОВ

# **Построение поляр и расчет динамики полета дозвуковых транспортных и пассажирских самолетов**

Рекомендовано Ученым советом государственного образовательного  
учреждения высшего профессионального образования – «Оренбургский  
государственный университет» в качестве учебного пособия для  
студентов, обучающихся по программам высшего профессионального  
образования по специальности «Самолето- вертолетостроения»

Оренбург 2004

ББК 22.253 Я73

Ч – 84

УДК 629.7.015 (075.8)

Рецензенты

заведующий кафедрой динамики полета и систем управления Самарского государственного аэрокосмического университета доктор технических наук, профессор В. Л. Балакин;

начальник расчетно-теоретического отдела конструкторского бюро «Орион» С. В. Белов.

**Чудаков М.В.**

Ч–84      **Построение поляр и расчет динамики полета дозвуковых транспортных и пассажирских самолетов:  
Учебное пособие. - Оренбург: ГОУ ОГУ, 2004. – 122 с.**

Данное учебное пособие предназначено для выполнения курсовой работы по дисциплине “Динамика полета”. В учебном пособии изложен метод построения поляр дозвуковых самолетов, а также расчет динамики полета методом тяг и мощностей, рассмотрен вопрос расчета продольной статической устойчивости и балансировки самолета.

Учебное пособие предназначено для студентов, обучающихся по программам высшего профессионального образования по специальности 130100 при изучении дисциплины “Динамика полета”.

Ч 3206030000

ББК 22.253 Я73

© Чудаков М.В., 2004  
© ГОУ ОГУ, 2004

## **Введение**

Настоящее учебное пособие предназначено для выполнения курсовой работы по дисциплине “Динамика полета” для специальности “Самолето- вертолетостроения”.

Основная цель курса для студента: овладеть методами и приобрести навыки расчета и анализа летно-технических характеристик, показателей устойчивости и управляемости дозвуковых самолетов. Ядро курса составляют задачи расчета зависимостей летных характеристик, показателей устойчивости и управляемости от его аэродинамических и конструктивных параметров, включая параметры двигательной установки.

Исходные данные на курсовую работу задаются преподавателем. Графическая часть курсовой работы должна содержать следующие материалы:

- общий вид самолета;
- поляры при  $M_{расч} \leq M_{кр}$ :  $C_{ya} = f(\alpha)$ ,  $C_{xa} = f(C_{xa})$ ;
- поляры при  $M > M_{кр}$ ;

Основные разделы курсовой работы:

- расчет и построение поляр дозвуковых транспортных и пассажирских самолетов;
- расчет летно-технических характеристик самолета;
- расчет взлетно-посадочных характеристик самолета;
- расчет дальности и продолжительности полета;
- расчет продольной статической устойчивости и балансировки самолета;

Расчеты выполняются с привлечением статистически обработанных экспериментальных данных.

Определение аэродинамических характеристик является базой для расчета летно-технических характеристик самолета, расчета взлетно-посадочных характеристик самолета, дальности и продолжительности полета, продольной статической устойчивости и балансировки самолета.

# 1 Расчет и построение поляр дозвуковых транспортных и пассажирских самолетов

## 1.1 Общие сведения

Для построения поляры самолета следует определить коэффициент подъемной силы  $C_{ya}$  и коэффициент лобового сопротивления  $C_{xa}$  самолета в диапазоне летных углов атаки. При этом принимают, что подъемная сила самолета равна подъемной силе крыла, а сопротивление самолета состоит из сопротивления крыла и суммы сопротивлений всех остальных несущих частей.

Необходимо подсчитать отдельно постоянные и переменные составляющие лобового сопротивления самолета в формуле:

$$C_{xa}^{cam} = C_{xa}^{kp} + C_{xa}^{bp} = C_{xa \min} + C_{xai} + C_{xa \ min}^{bp} + \Delta C_{xa}^{bp} = \\ = (C_{xa \ min} + C_{xa \ min}^{bp}) + (C_{xai} + \Delta C_{xa}^{bp}), \quad (1.1)$$

или

$$C_{xa}^{cam} = C_{x0} + C_{xai} + \Delta C_{xa}^{bp}, \quad (1.2)$$

где  $C_{xa \ min}$  - минимальный коэффициент лобового сопротивления крыла с учетом взаимного влияния крыла и фюзеляжа и дополнительных вредных сопротивлений крыла;

$\Delta C_{xa \ min}^{bp}$  - суммарный минимальный коэффициент вредных сопротивлений самолета (при нулевом угле подъемной силы);

$C_{xai}$  - коэффициент индуктивного сопротивления крыла при заданной форме в плане (с учетом влияния фюзеляжа и гондол двигателей);

$\Delta C_{xa}^{bp}$  - прирост коэффициента вредных сопротивлений при углах атаки, отличных от нулевого угла атаки.

Расчет сопротивления крыла ведется в предположении, что профильное сопротивление заданного крыла переменного профиля можно принять равным профильному сопротивлению эквивалентного прямоугольного крыла, имеющего те же площадь и постоянную хорду, равную средней геометрической хорде заданного крыла  $b_A$  или  $b_0$ . Эквивалентная хорда крыла определяется по формуле:

$$b_0 = \frac{S}{1}, \quad (1.3)$$

где  $S$  – площадь крыла,  $\text{м}^2$ ;  
 $l$  – размах крыла, м.

При расчете крыла следует определить расчетную скорость полета  $V_{\text{расч}}$  и расчетное число Маха  $M_{\text{расч}}$  по формулам:

$$V_{\text{расч}} = V_{\text{крейс}} \cdot \cos \chi; \quad (1.4)$$

$$M_{\text{расч}} = M_{\text{крейс}} \cos \chi, \quad (1.5)$$

где  $V_{\text{крейс}}$  - крейсерская скорость полета, м/с;

$\chi$  - угол стреловидности крыла – угол, определяемый по горизонтальной проекции крыла самолета как угол между  $\frac{1}{4}$  хорд и перпендикуляром к продольной оси самолета, рисунок 1.1, град;

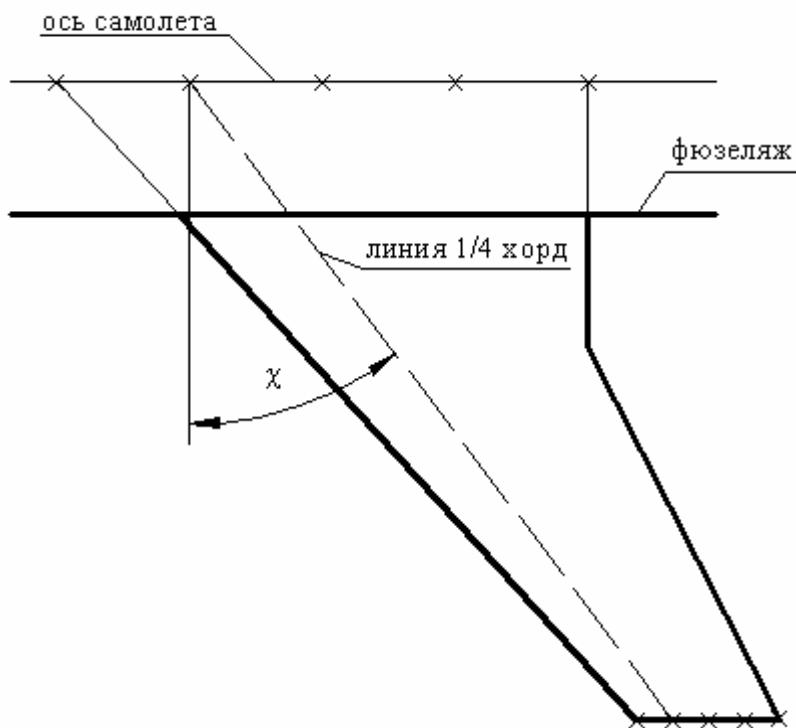


Рисунок 1.1 – Определение угла стреловидности  $\chi$

$M_{\text{крейс}}$  - крейсерское число Маха, определяется по формуле:

$$M_{\text{крейс}} = \frac{V_{\text{крейс}}}{a_h}, \quad (1.6)$$

где  $a_h$  - скорость звука на расчетной высоте (приложение Б), м/с.

## 1.2 Определение средней аэродинамической хорды крыла

Средней аэродинамической хордой крыла (САХ) называется хорда эквивалентного прямоугольного крыла, характеризующегося той же площадью  $S$  и аэродинамическими силами  $X_a$  и  $Y_a$  и моментом  $M_z$ , как и данное крыло произвольной формы в плане.

Среднюю аэродинамическую хорду крыла определяют графически. Для трапециевидного крыла САХ,  $b_A$ , определяется, как показано на рисунке 1.2.

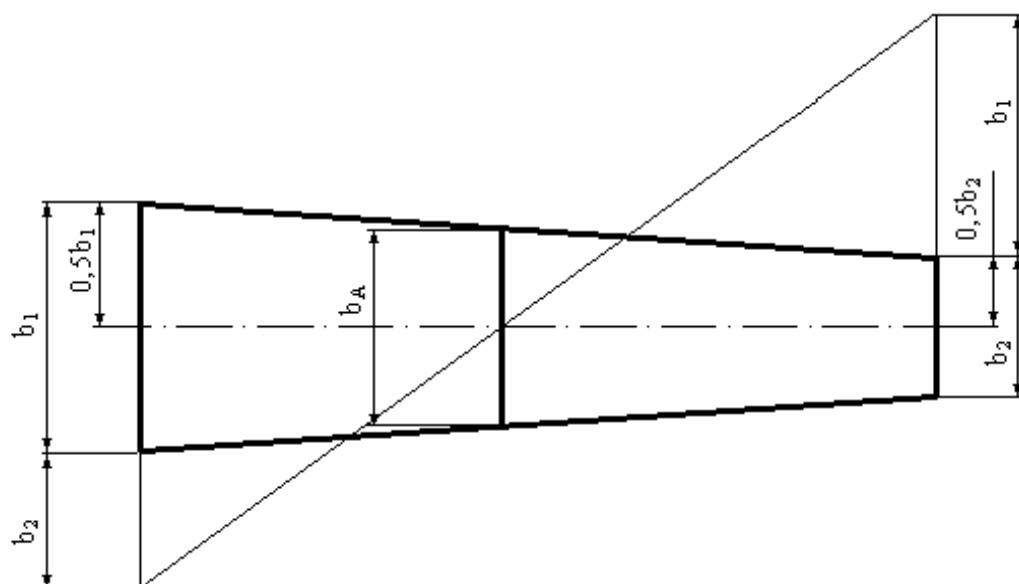


Рисунок 1.2 – Определение САХ трапециевидного крыла

Определение САХ составного крыла показано на рисунке 1.3.

Составное крыло разделяем на ряд простых, для которых САХ определяется по указанному выше способу. Соединяем концы полученных  $b'_A$  и  $b''_A$  прямыми АВ и СД. Концы  $b_A$  крыла лежат на прямых АВ и СД и отстоят от концов хорд  $b'_A$  и  $b''_A$  на расстояниях, обратно пропорциональных площадям частей крыла, т. е.:

$$\frac{MF}{FK} = \frac{S_2}{S_1}, \quad (1.7)$$

или

$$\frac{MF}{MK} = \frac{S_2}{S}, \quad (1.8)$$

$$S = S_1 + S_2 . \quad (1.9)$$

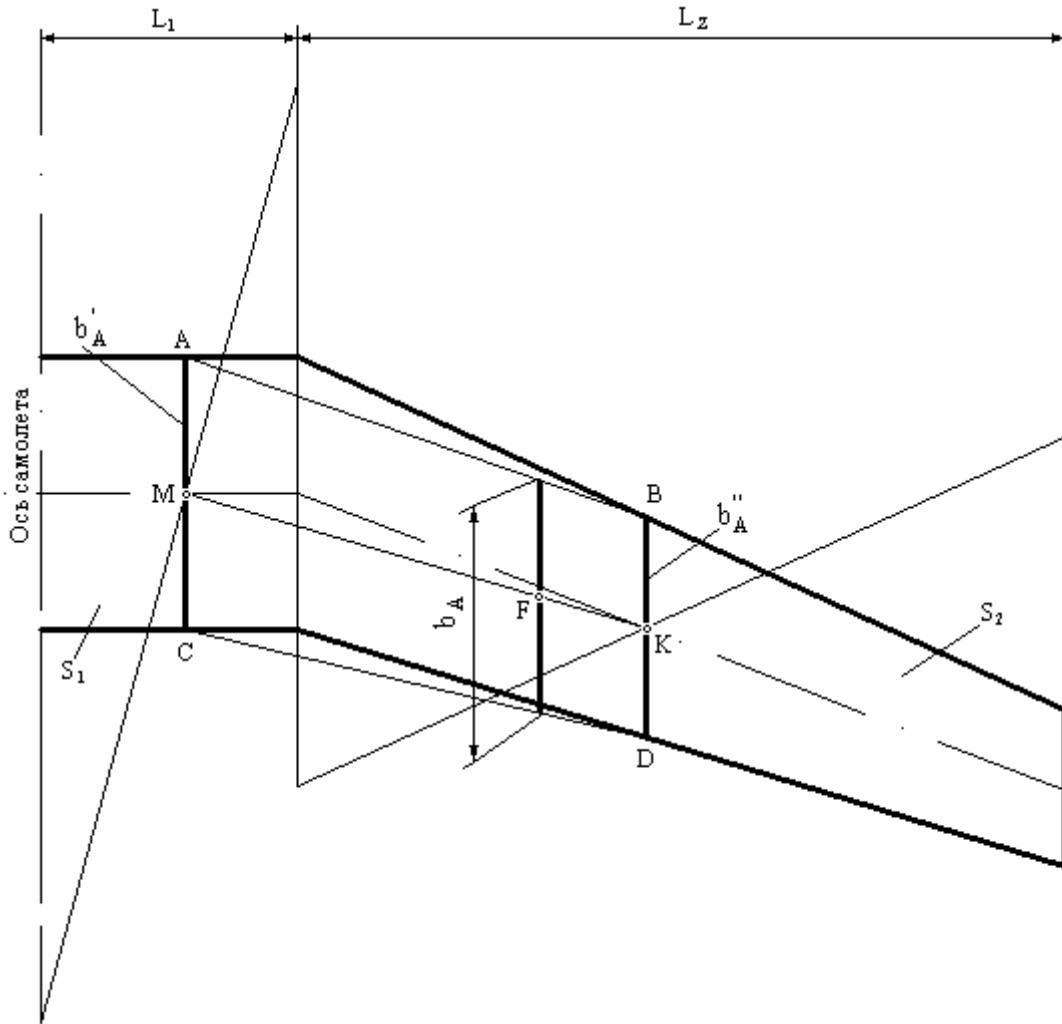


Рисунок 1.3 – Определение САХ составного крыла

### 1.3 Расчет и построение поляры самолета при $M_{\text{расч}} \leq M_{\text{кр}}$

Расчет и построение поляры самолета производится по методу ЦАГИ.

#### 1.3.1 Определение минимального коэффициента лобового сопротивления крыла

Коэффициент минимального лобового сопротивления крыла определяется по формуле (1.10):

$$C_{xa\ min} = C_{xa\ min}^{изол. kp} \left( 1 - k_{инт.} \cdot \frac{S_{kp\ ф}}{S} \right), \quad (1.10)$$

где  $C_{xa\ min}^{изол. kp}$  - минимальный коэффициент лобового сопротивления изолированного крыла;

$k_{инт.}$  - коэффициент интерференции, зависящий от формы фюзеляжа и взаимного расположения крыла и фюзеляжа;

$S_{kp\ ф}$  - площадь крыла под фюзеляжем,  $m^2$ ;

$S$  - площадь крыла,  $m^2$

Минимальный коэффициент лобового сопротивления изолированного крыла  $C_{xa\ min}^{изол. kp}$  определяем по формуле (1.11):

$$C_{xa\ min}^{изол. kp} = C_{xp\ min}^{изол. kp} + \sum \Delta C_{xa}, \quad (1.11)$$

где  $C_{xp\ min}^{изол. kp}$  - минимальный коэффициент профильного сопротивления гладкого крыла;

$\sum \Delta C_{xa}$  - дополнительные вредные сопротивления крыла, они равны:

$$\sum \Delta C_{xa} = 0,002 \div 0,003.$$

Минимальный коэффициент профильного сопротивления гладкого крыла  $C_{xp\ min}^{изол. kp}$  определяем по формуле (1.12):

$$C_{xp\ min}^{изол. kp} = 2C_f \left( 0,93 + 2,8 \cdot \bar{c} \right) \left( 1 + 5 \cdot \bar{c} \cdot M_{расч}^4 \right), \quad (1.12)$$

где  $2C_f$  - коэффициент трения плоской пластинки с длиной равной эквивалентной хорде крыла, и с таким же, как у крыла, положением точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный;

$\bar{c}$  - относительная толщина крыла.

Расчет минимального коэффициента профильного сопротивления гладкого крыла производится в следующем порядке:

1) определяем расчетное число Рейнольдса:

$$Re = V_{расч} \frac{b_3}{v_n}, \quad (1.13)$$

где  $v_h$  - кинематический коэффициент вязкости воздуха на заданной высоте полета, определяется по таблице Б.1 стандартной атмосферы, приложение Б.

2) определяем точку перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный  $\bar{x}_t$ . У современных скоростных профилей  $\bar{x}_t$  обычно близко совпадает с точкой наибольшей толщины профиля, т. е.  $\bar{x}_t = \bar{x}_c$ , в среднем  $\bar{x}_c = 40 \div 45\%$  хорды. У самолетов со стреловидными крыльями  $\bar{x}_t = 0$ ;

3) по найденным значениям числа Рейнольдса и значениям точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный  $\bar{x}_t$ , определяем по рисунку 1.4, значения коэффициента трения плоской пластинки  $2C_f$ ;

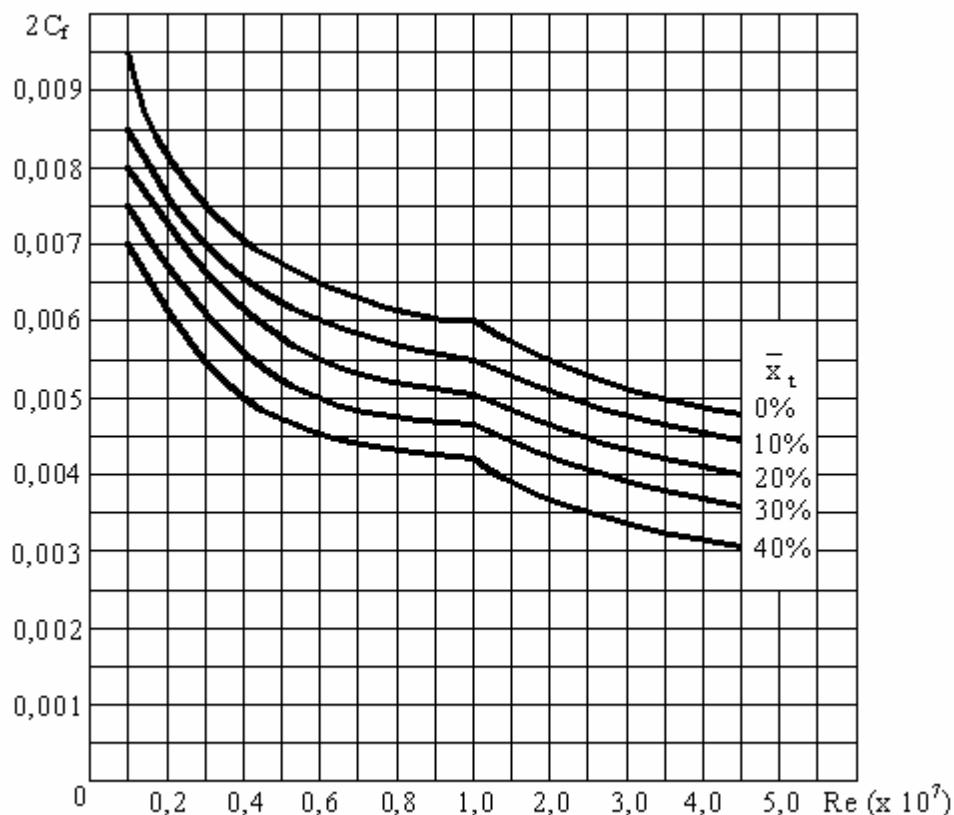


Рисунок 1.4 – Определение значения коэффициента трения плоской пластинки  $2C_f$

4) определяем  $C_{xp\min}^{изол.кр}$ .

Значения коэффициент интерференции можно выбрать по таблице 1.1.

Таблица 1.1 - Значения коэффициента интерференции

	Форма сечения фюзеляжа	Значения коэффициента интерференции $k_{\text{инт}}$
Низкоплан	Фюзеляж с круглым сечением	0,25
	Фюзеляж с овальным сечением	0,5
	Фюзеляж, имеющий прямые стенки	0,6
Среднеплан	Фюзеляж любого сечения	0,85
Высокоплан	Фюзеляж любого сечения	0,9 ÷ 1,0

### 1.3.2 Определение коэффициента лобового сопротивления оперения

Коэффициент профильного сопротивления оперения определяется аналогично коэффициенту профильного сопротивления крыла.

Для сокращения работы его можно выбрать в пределах:

$$C_{xa\text{опер}} = 0,008 \div 0,012.$$

В площадь оперения входит площадь горизонтального оперения (включая подфюзеляжную часть) и площадь вертикального оперения (только киль и руль поворота).

### 1.3.3 Определение лобового сопротивления фюзеляжа и гондол двигателей

Коэффициент профильного сопротивления фюзеляжа определяем по формуле (1.14):

$$C_{xa}^{\phi} = C_f \eta_c \eta_m \frac{S_{\text{пов}}}{S_{\text{мид}}} + \Delta C_{xa}^{\phi}, \quad (1.14)$$

где  $C_{xa}^{\phi}$  - коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа, отнесенный к площади его миделя;

$S_{\text{пов}}$  - площадь поверхности фюзеляжа,  $\text{м}^2$ ;

$S_{\text{мид}}$  - площадь мидлевого сечения фюзеляжа,  $\text{м}^2$ ;

$C_f$  - коэффициент трения плоской пластиинки;

$\eta_c$  - коэффициент, учитывающий толщину фюзеляжа, по сравнению с плоской пластинкой;

$\eta_m$  - коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости воздуха;

$\Delta C_{xa}^\phi$  - увеличение коэффициента лобового сопротивления фюзеляжа, вызванное наличием в носовой части фонаря пилотской кабины, этот коэффициент принимается равным

$$\Delta C_{xa}^\phi = 0,005 \div 0,01,$$

(отнесено к миделю фюзеляжа).

Расчет коэффициента лобового сопротивления фюзеляжа  $C_{xa}^\phi$  производится в следующем порядке:

1) по расчетной скорости  $V_{расч}$ , расчетной высоте  $H_{расч}$  и длине фюзеляжа  $L_{фюз}$  подсчитываем число Рейнольдса фюзеляжа:

$$Re_f = V_{расч} \frac{L_{фюз}}{v_n}, \quad (1.15)$$

где  $L_{фюз}$  - длина фюзеляжа, определяемая по чертежу общего вида самолета, м.

2) из графика, рисунок 1.5, по числу Рейнольдса фюзеляжа  $Re_f$ , определяем коэффициент трения плоской пластиинки  $C_f$ ;

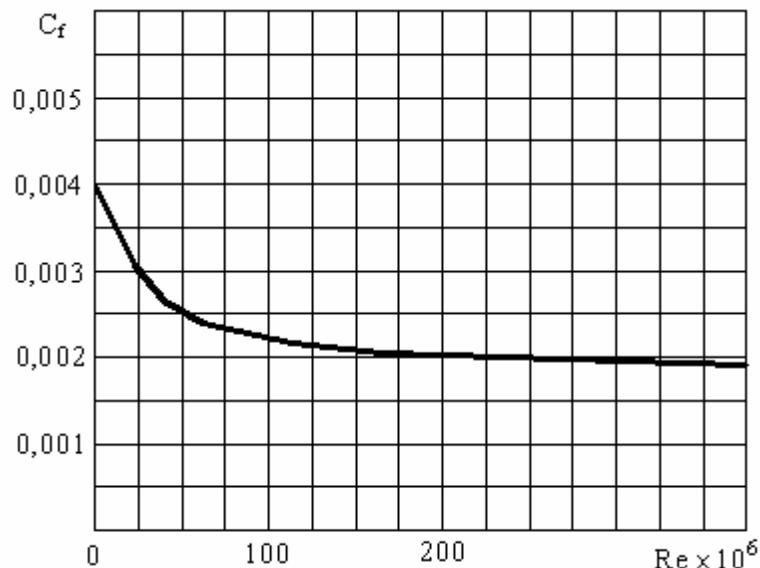


Рисунок 1.5 – Определение коэффициента трения плоской пластиинки  $C_f$

3) подсчитываем удлинение фюзеляжа:

$$\lambda_{\phi} = \frac{L_{\text{фюз}}}{\sqrt{\left(\frac{4}{\pi}\right) \cdot S_{\text{мид}}}} = \frac{L_{\text{фюз}}}{d_3}, \quad (1.16)$$

где  $d_3$  - диаметр круглого фюзеляжа, равновеликого по площади миделю данного фюзеляжа, м;

4) подсчитываем удлинение носовой части фюзеляжа (до миделевого сечения):

$$\lambda_{\text{н.ф.}} = \frac{L_{\text{н.ф.}}}{\sqrt{\frac{S_{\text{мид}}}{\pi}}} = \frac{2L_{\text{н.ф.}}}{d_3}, \quad (1.17)$$

где  $L_{\text{н.ф.}}$  - длина носовой части фюзеляжа, определяемая по чертежу общего вида самолета, м;

5) из графика, рисунок 1.6, находим коэффициент  $\eta_c$ ;

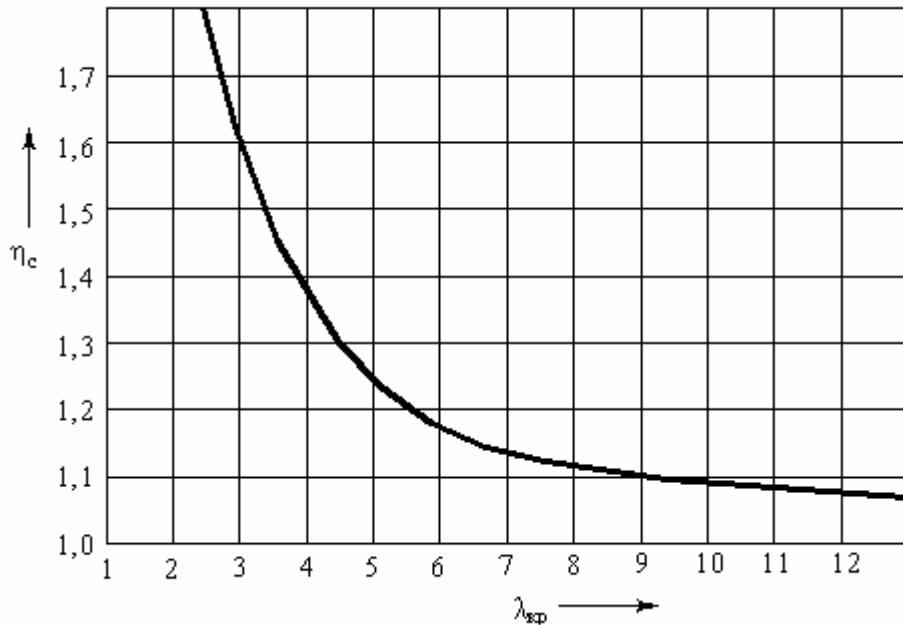


Рисунок 1.6 – Определение коэффициента  $\eta_c$

6) из графика, рисунок 1.7, находим коэффициент  $\eta_m$ ;

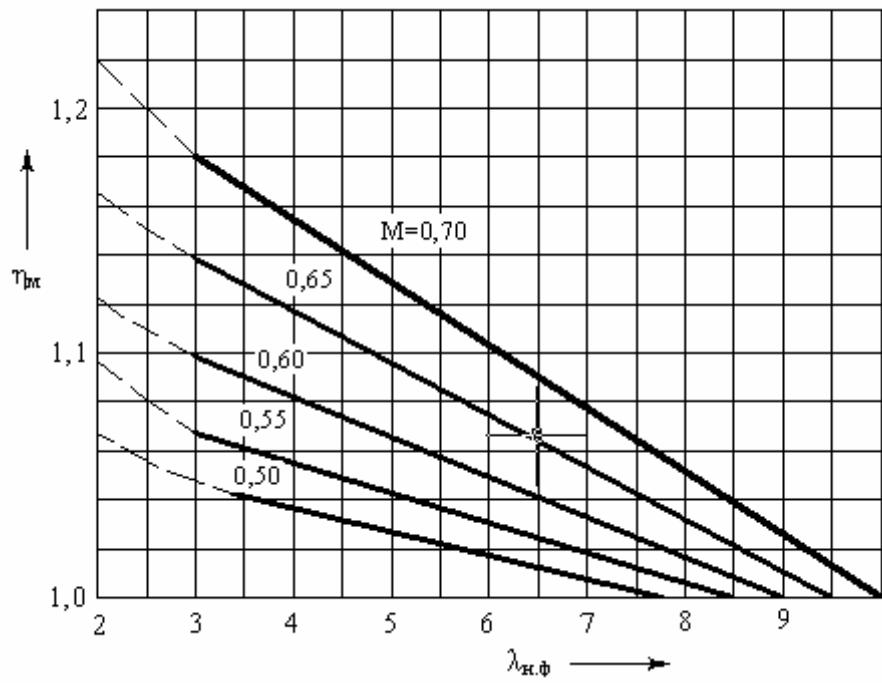


Рисунок 1.7 – Определение коэффициента  $\eta_M$

7) подсчитываем поверхность фюзеляжа по формуле:

$$S_{\text{пов}} = 2,85 L_\phi \sqrt{S_{\text{мид}}} ; \quad (1.18)$$

8) определяем коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа, отнесенный к площади его миделя  $C_{xa}^\phi$  по формуле (1.14).

Коэффициент лобового сопротивления гондол двигателей определяется аналогично. Для сокращения работы его можно выбрать в пределах

$$C_{xa}^{\Gamma.D.} = 0,04 \div 0,06 .$$

### 1.3.4 Сводка вредных сопротивлений самолета

В сводку вредных сопротивлений самолета, кроме сопротивления рассмотренных основных частей самолета, помещают значения  $C_{xa}^{\text{дет}} S_{\text{дет}}$  - отдельных деталей, являющихся источниками сопротивления. Например, у антенны

$$C_{xa}^{\text{ант}} S_{\text{ант}} = 0,0712 \div 0,016 ;$$

у прижатых тормозных щитков

$$C_{xa}^{\text{ш}} S_{\text{ш}} = 0,03 \div 0,06;$$

отверстия и неровности капота двигателя

$$C_{xa}^{\text{кап}} S_{\text{кап}} = 0,008 \div 0,014.$$

Сводка составляется в виде таблицы 1.2.

Таблица 1.2 – Сводка вредных сопротивлений самолета

Наименование агрегатов самолета	Количество одинаковых деталей $n$	Площадь миделя $S_{\text{мид}}$ , или площадь $S_{\text{дет}}$	$C_{xa}$ одной детали	$C_{xa}^{\text{дет}} S_{\text{дет}}$	$n C_{xa}^{\text{дет}} S_{\text{дет}}$
1	2	3	4	5	6
Крыло					
Фюзеляж					
Горизонтальное оперение					
Вертикальное оперение					
Гондолы двигателей					
Отдельные детали, являющиеся источниками сопротивления					

По таблице 1.2 определяется минимальный коэффициент суммы сопротивления самолета:

$$C_{x0} = (1,03 \div 1,05) \frac{\sum n C_{xa}^{\text{дет}} S_{\text{дет}}}{S}, \quad (1.19)$$

где  $(1,03 \div 1,05)$  учитывает увеличение сопротивления из-за мелких его источников, подсчет которых затруднен.

### 1.3.5 Определение индуктивного сопротивления самолета

Коэффициент индуктивного сопротивления самолета  $C_{xai}$  определяется по формуле:

$$C_{xai} = \frac{(1 + \delta)}{\pi \cdot \lambda_{\text{эфф}}} \cdot C_{ya}^2, \quad (1.20)$$

где  $\lambda_{\text{эфф}}$  - эффективное удлинение крыла;

$\delta$  - поправка учитывающая влияние формы крыла в плане, удлинения и сужение. Эта поправка определяется по графику, рисунок 1.8, по сужению  $\eta$  и удлинению  $\lambda$  данного крыла:

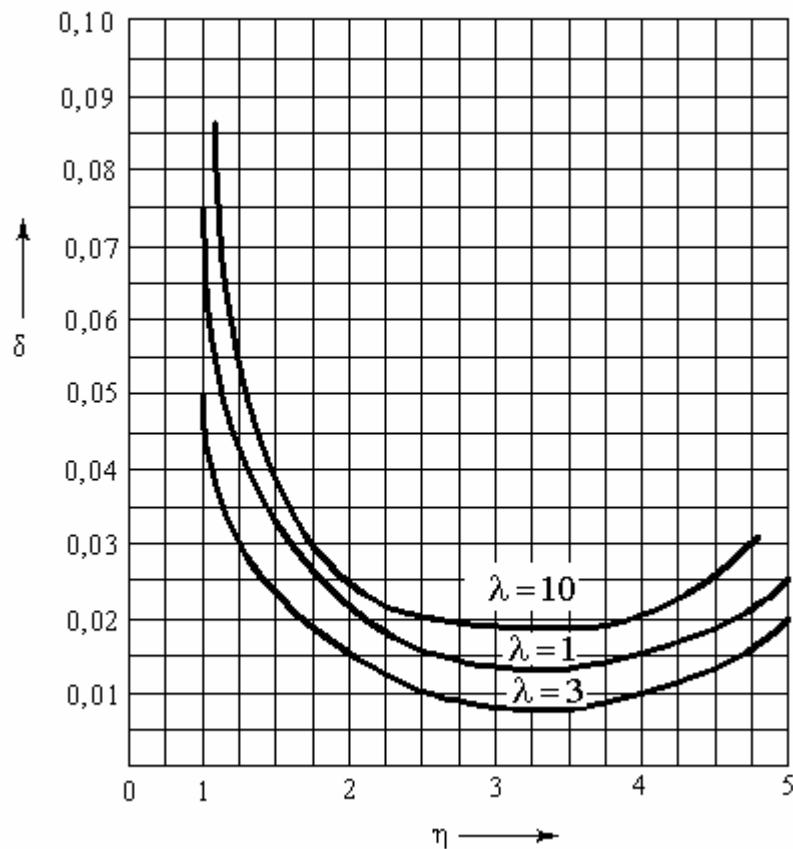


Рисунок 1.8 – Определение поправки  $\delta$

Удлинение крыла  $\lambda$  определяется по формуле (1.21):

$$\lambda = \frac{l^2}{S}, \quad (1.21)$$

где  $l$  – размах крыла, м;  
 $S$  – площадь крыла,  $m^2$ .

Сужение крыла  $\eta$  определяется по формуле (22):

$$\eta = \frac{b_0}{b_k}, \quad (1.22)$$

где  $b_0$  - корневая хорда крыла, м;  
 $b_k$  - концевая хорда крыла, м.

Эффективное удлинение крыла  $\lambda_{\text{эф}}$  определяется по формуле:

$$\lambda_{\text{эф}} = \frac{\lambda_{\text{кр}}}{1 + \frac{S_{\text{кф}} + S_{\text{кр.г.д}}}{S}}, \quad (1.23)$$

где  $(1 + \frac{S_{\text{кф}} + S_{\text{кр.г.д}}}{S})$  - поправка, учитывающая возрастание индуктивного сопротивления вследствие перераспределения давления, вызываемого наличием фюзеляжа и гондол двигателей.

$S_{\text{кф}}$  - площадь подфюзеляжной части крыла  $m^2$ , рисунок 1.9;

$S_{\text{кр.г.д}}$  - площадь крыла, занятая гондолами двигателей  $m^2$ , при подвеске двигателей на пилонах  $S_{\text{кр.г.д}} = 0$ , рисунок 1.9.

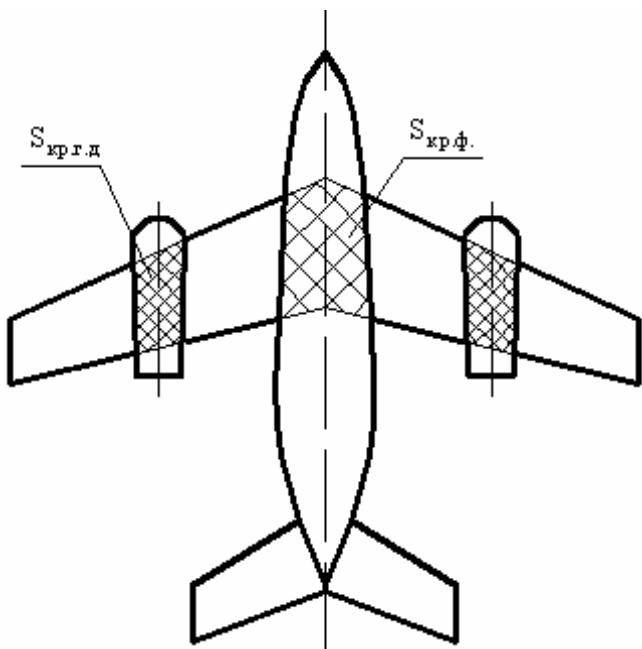


Рисунок 1.9 – К объяснению определения площади крыла, занятой гондолами двигателей и подфюзеляжной частью крыла

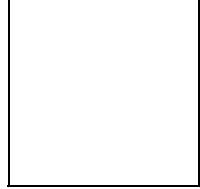
### 1.3.6. Определение прироста коэффициента вредных сопротивлений   при углах атаки, отличных от нулевого угла атаки

Предварительно определяется значение максимального коэффициента подъемной силы крыла:

$$\boxed{\quad}, \quad (1.24)$$

где   - максимальный коэффициент подъемной силы профиля (у современных профилей с относительной толщиной  ,  );

$\chi$  – угол стреловидности крыла;



- коэффициент, зависящий от сужения крыла; его значения определяют по таблице 1.3.

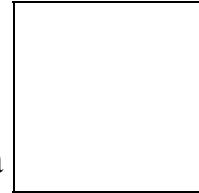
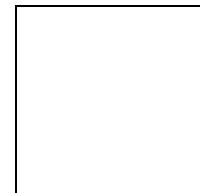
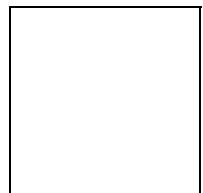


Таблица 1.3 – Значения коэффициента

	1	2	3	4
	0,90	0,94	0,93	0,92

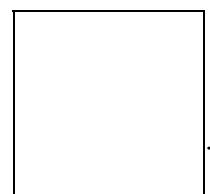


Дополнительное вредное сопротивление



при

определяется по графику, рисунок 1.10, где



(1.25)

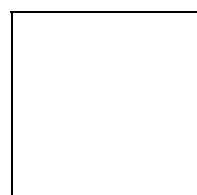
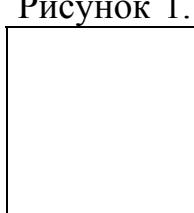


Рисунок 1.10 – Определение дополнительного вредного сопротив-

ления



### 1.3.7 Построение поляры самолета

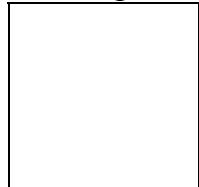
Результаты расчетов, полученные в предыдущих пунктах, сводим в таблицу 1.4. По данным таблицы 1.4 строим поляру самолета, рисунок 1.11.

В общем случае уравнение поляры имеет вид:

$$\boxed{\text{[Equation 1.26]}} \quad (1.26)$$

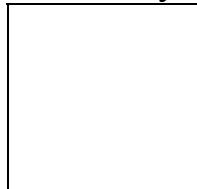
где  $A$  – коэффициент отвала поляры.

Поляра представленная на рисунке 1.11, построена с учетом того, что срывные явления нарушают линейный характер зависимости

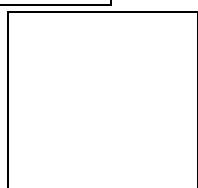


. В общем случае поляра не является квадратичной.

Поляра имеет следующие характерные углы атаки: угол нулевой

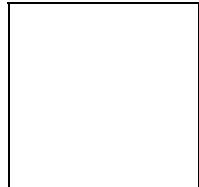


подъемной силы  $\boxed{\text{[Angle of attack where lift force equals zero]}}$ ; критический угол атаки  $\boxed{\text{[Angle of attack at stall]}}$ ; наивы-



годнейший угол атаки  $\boxed{\text{[Angle of attack for maximum lift-to-drag ratio]}}$ .

Проведем из начала координат прямую, касательную к поляре. Точка касания будет соответствовать наивыгоднейшему углу атаки



. Угол наклона касательной  $\boxed{\text{[Angle of attack for maximum lift-to-drag ratio]}}$ . При  $\boxed{\text{[Angle of attack for maximum lift-to-drag ratio]}}$  аэродинамическое качество называют максимальным:

$$\boxed{\text{[Equation 1.27]}} \quad (1.27)$$

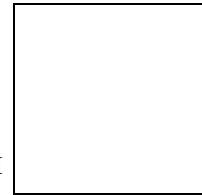
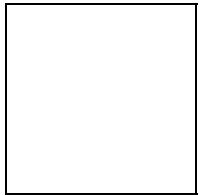


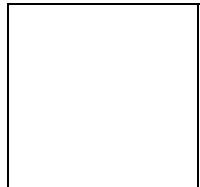
Таблица 1.4 – Построение поляры самолета при

	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	

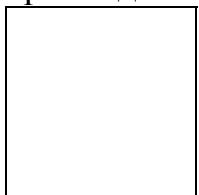
### 1.3.8 Построение кривой коэффициента подъемной силы



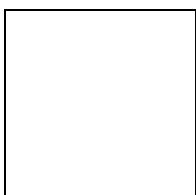
Для разметки на поляре углов атаки строят кривую коэффициента



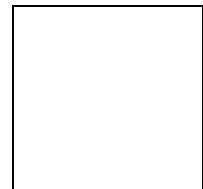
подъемной силы , рисунок 1.11, для ее построения следует выбрать для профиля эквивалентного крыла угол нулевой подъемной силы



и

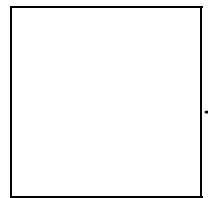


- наклон кривой

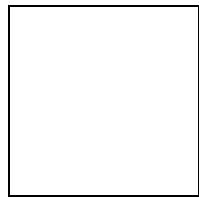


, у скоростных профилей , (для  $\alpha$  в градусах).

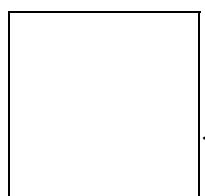
Для крыла эта величина равна:



(1.28)

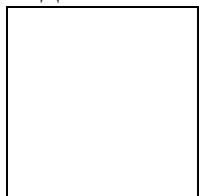
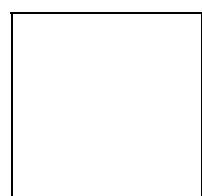
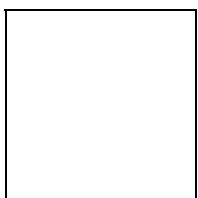


Линейный участок кривой [redacted] строится по формуле:



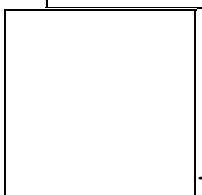
(1.29)

Для построения линейного участка достаточно двух точек: одна при



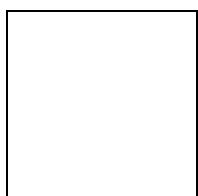
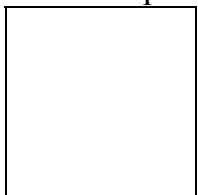
и [redacted], вторая при [redacted].

Эту прямую доводят



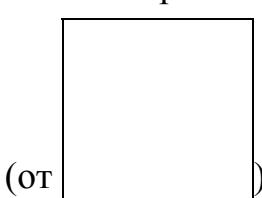
до значения [redacted].

Критический угол атаки находят приближенно, добавляя к  $\alpha$

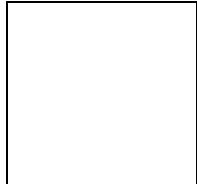


Верхнюю часть кривой [redacted]

проводят по лекалу



(от [redacted]).



Имея кривую  , размечают углы атаки на поляре так, как это показано на рисунке 1.11.

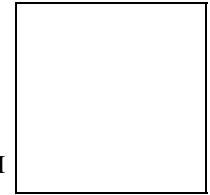
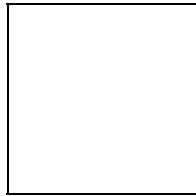
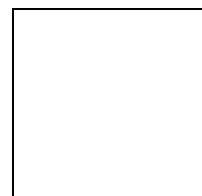
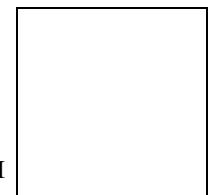


Рисунок 1.11 – Примерный вид поляры и зависимости

#### 1.4 Построение поляр при $M > M_{kp}$



Для построения поляр самолета при  следует учесть увеличение лобового сопротивления из-за появления волнового сопротивления и изменения подъемной силы.



Исходной является построенная ранее поляра при  . Расчет производится для небольшого диапазона летных углов атаки:  и для нескольких чисел  (как указывалось в начале).



Коэффициент волнового сопротивления самолета определяют по формуле:

$$\boxed{\quad},$$

(1.30)

$$\boxed{\quad}$$

где  $\boxed{\quad}$  - коэффициент волнового сопротивления крыла;

$$\boxed{\quad}$$

- коэффициент волнового сопротивления оперения;

$$\boxed{\quad}$$

- коэффициент волнового сопротивления фюзеляжа;

$$\boxed{\quad}$$

- площадь оперения,  $\text{м}^2$ ;

$$\boxed{\quad}$$

- площадь миделевого сечения фюзеляжа,  $\text{м}^2$ .

Коэффициент волнового сопротивления крыла находят из графика, рисунок 1.12, страница 26, для относительной толщины профиля эквивалентного крыла, для выбранных чисел Маха и углов атаки  $\alpha$ .

Для стреловидного крыла коэффициент волнового сопротивления равен:

$$\boxed{\quad}.$$

(1.31)

Коэффициент волнового сопротивления оперения определяется по рисунку 1.12 для каждого числа Маха только при . Если взять

относительную толщину  вертикального и горизонтального оперения одинаковым от 8% до 10%, то коэффициент волнового сопротив-

ления оперения  будет общий. Площадь оперения ,

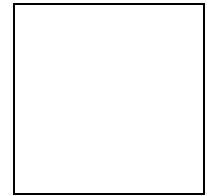
$\text{м}^2$ , складывается из суммы горизонтального ,  $\text{м}^2$ , и вертикаль-

ного ,  $\text{м}^2$ :

$$\boxed{\dots}. \quad (1.32)$$

Коэффициент волнового сопротивления фюзеляжа , в диапазоне от  растет пропорционально числу Маха от .

После определения коэффициентов волнового сопротивления отдельных частей самолета, определяется коэффициент волнового сопротивления всего самолета



Изменение коэффициента подъемной силы при выбранных числах Маха определяют по графику, рисунок 1.13, страница 26.

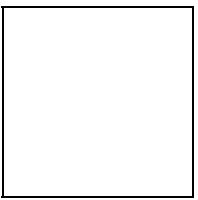


Рисунок  
1.2

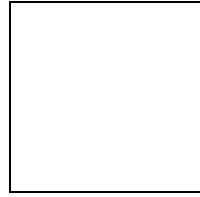
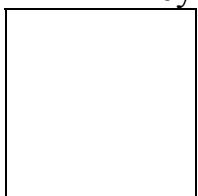
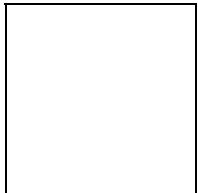


Рисунок 1.13 – Изменение коэффициента подъемной силы

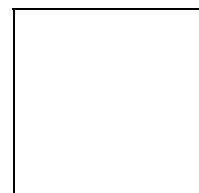


при выбранных числах Маха

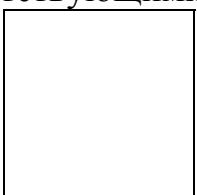
Для построения искомых поляр, рисунок 1.14, складывают полученные значения коэффициента волнового сопротивления всего самолета



, изменение коэффициента подъемной силы



при выбранных числах Маха с соответствующими значениями коэффициента



лобового сопротивления самолета



и коэффициента подъемной

силы

основной докритической поляры.

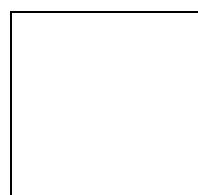


Рисунок 1.14 – Построение поляр при

Весь расчет сводится в таблицу 1.5. Эта таблица заполняется для каждого выбранного числа Маха.

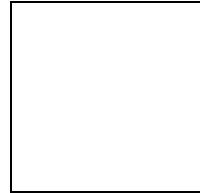


Таблица 1.5 - Построение поляр при

Число M	Угол атаки $\alpha^\circ$			
	0	2	4	6
$M_i$				

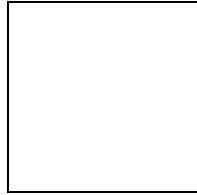
## 1.5 Определение максимальных коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы крыла при посадке с применением механизации крыла

### 1.5.1 Определение лобового сопротивления самолета

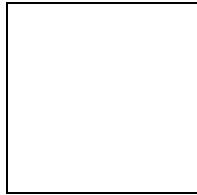
Коэффициент лобового сопротивления самолета при посадке с выпущенными щитками (закрылками) определяется по формуле:

$$\boxed{\quad}, \quad (1.33)$$

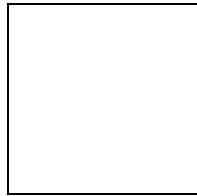
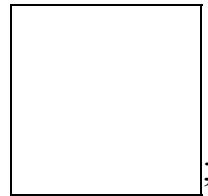
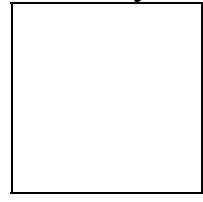
где  $C_d$  - минимальный коэффициент сопротивления самолета (определяется из основной поляры). Коэффициент 1,3 учитывает увеличение сопротивления самолета из-за выпущенного шасси;



- прирост коэффициента лобового сопротивления, вызываемый открытием щитков (закрылков), он зависит от угла

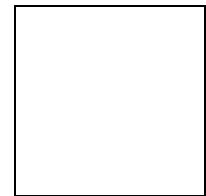


отклонения щитков и от относительной хорды

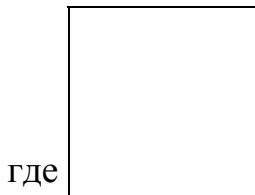


- учитывает относительную долю площади крыла,

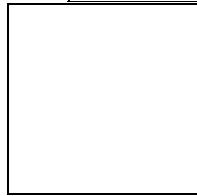
обслуживаемую щитками (закрылками). Значение этого отношения определяется по формуле:



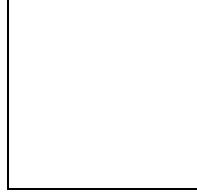
(1.34)



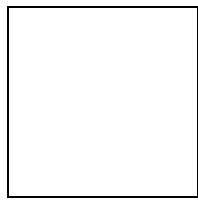
где  $C_x$  - длина закрылков (щитков), м;



- определяется по рисунку 1.10 и равен для нашей точки 0,04;



- коэффициент индуктивного сопротивления самолета с отклоненными щитками (закрылками). Для учета влияния близости земли

при посадке пересчитывают эффективное удлинение  на фик-

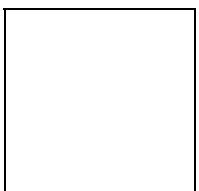
тивное  по формуле:

$$\boxed{\quad}, \quad (1.35)$$

где  $l$  – размах крыла, м;

$h$  – расстояние первой трети средней аэродинамической хорды до земли при стоянке самолета м, тогда:

$$\boxed{\quad}; \quad (1.36)$$

 - увеличение коэффициента лобового сопротивления самолета при использовании тормозного парашюта и т. п.:

$$\boxed{\quad} \text{ до } 0,1.$$

### 1.5.2 Определение максимального коэффициента подъемной силы

Максимальный коэффициент подъемной силы крыла с полностью отклоненными щитками или закрылками можно определить по формуле:

$$\boxed{\quad},$$

(1.37)

$$\boxed{\quad}$$

где  $\boxed{\quad}$  - максимальный коэффициент подъемной силы крыла из основной поляры;

$$\boxed{\quad}$$

- прирост от механизации крыла, определяемый по следующим формулам:

- щитка или закрылка

$$\boxed{\quad};$$

(1.38)

- выдвижного закрылка

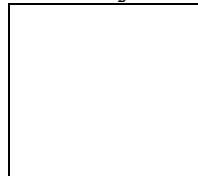
$$\boxed{\quad}.$$

(1.38a)

## 2 Расчет летно-технических характеристик самолета

### 2.1 Общие сведения

Во втором разделе методического указания рассмотрен расчет лет-



ных характеристик самолетов для [redacted]. Расчет летных характеристик самолетов с турбореактивным двигателем (ТРД) производится по методу тяг, а самолетов с турбовинтовым двигателем (ТВД) или поршневым (ПД) – по методу мощностей. В основе обоих методов лежит сравнение располагаемых и потребных тяг или мощностей. Расчет выполняется для установившегося режима полета.

Под установившимся режимом понимается режим, для которого основные кинематические параметры движения и, прежде всего, скорость, постоянны или меняются медленно.

Условием установившегося полета является равновесие всех внешних сил, включая и силу тяги, действующую на самолет.

В основе метода аэродинамического расчета лежит сопоставление значения потребного параметра для осуществления выбранного режима полета, со значением располагаемой величиной этого же параметра, которое обеспечивает двигатель, установленный на самолете.

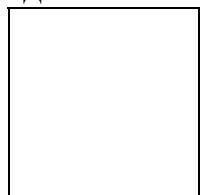
Метод аэродинамического расчета, основанный на сравнении величин потребной и располагаемой тяг (мощностей) называется методом тяг (мощностей) построенный Н. Е. Жуковским.

В методе тяг (мощностей) условием установившегося полета является равенство потребной и располагаемой сил тяги (мощности).

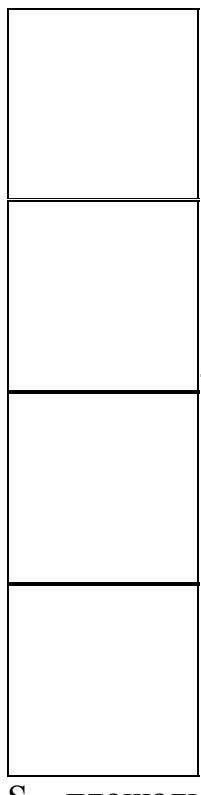
Исходными уравнениями этого метода аэродинамического расчета являются уравнения вида:

$$[redacted], \quad (2.1)$$

где  $P$  – тяга двигателя,  $H$ ;



- угол атаки, град;



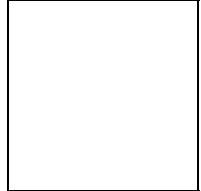
- угол пути, град;

- угол наклона траектории к горизонту, град;

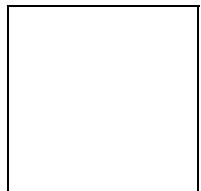
- коэффициент лобового сопротивления;

- коэффициент подъемной силы;

$S$  – площадь крыла, м<sup>2</sup>;



- плотность воздуха на расчетной высоте, кг/м<sup>3</sup>;

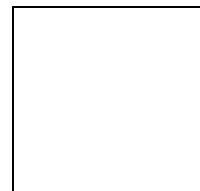


- скорость полета, м/с;

$m$  – масса самолета, кг;

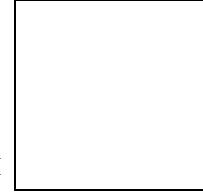
$g$  – ускорение свободного падения, м/с<sup>2</sup>;

## 2.2 Расчет располагаемых тяг ТРД

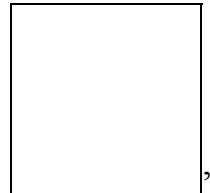


Под располагаемой тягой понимается максимальная суммарная тяга всех двигателей на самолете, определенная для данного режима полета.

Располагаемые тяги ТРД можно получить, пользуясь формулой



(2.2) и высотно-скоростными характеристиками  , рисунок 2.1, страница 33.

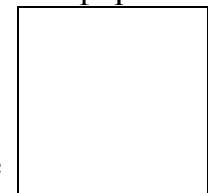


(2.1)

где  $P_0$  – статическая тяга у земли, (Н);

$P_p$  – располагаемая тяга при расчетных скорости и высоте полета, (Н).

По формуле (2.1) производится расчет, который оформляется в виде



таблицы 2.1. По данным таблицы строятся кривые  . Примерный вид этих кривых показан на рисунке 2.2, страница 34.



Кривые   строятся для высот от 0 до  $H_{расч} + 3000$  м с интервалом 3000 м в диапазоне скоростей от 0 до  $V_{расч} + 60$  м/с с интервалом 60 м/с.

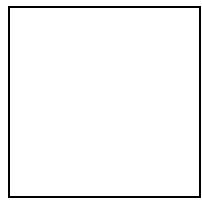


Рисунок 2.1 – Высотно-скоростные характеристики ТРД

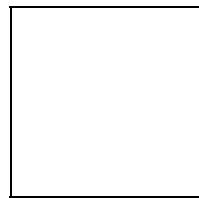


Рисунок 2.2 – Располагаемые и потребные тяги самолета с ТРД

Таблица 2.1 – Расчет располагаемых тяг

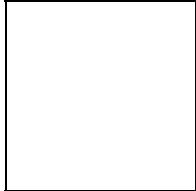
Высота H, м	Сила тяги Р	Скорость V, м/с					
		0	60	120	180	240	300
1	2	3	4	5	6	7	8
0							
	$P_p(H)$						
3000							
	$P_p(H)$						

Продолжение таблицы 2.1

1	2	3	4	5	6	7	8
6000							
	$P_p(H)$						
9000							
	$P_p(H)$						
12000							
	$P_p(H)$						

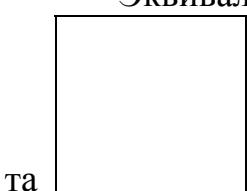
## 2.3 Расчет располагаемых мощностей ТВД и ПД<sup>1</sup>

Эквивалентные мощности ТВД в зависимости от скорости и высоты можно получить, пользуясь высотно-скоростными характеристиками

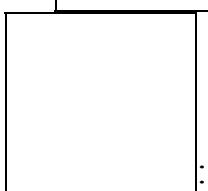


, рисунок 2.3 страница 36.

Эквивалентная мощность ТВД равна сумме мощности на валу винта



и мощности реактивной струи газов на выходе из сопла

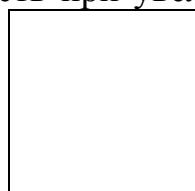


:



. (2.2)

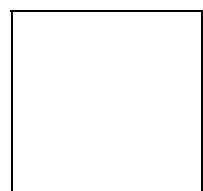
Реактивная мощность при увеличении скорости полета увеличива-



ется и становится равной 

A large rectangular box representing the total equivalent power of the TVD.

 от эквивалентной мощности двигателя. С достаточной степенью точности можно принять

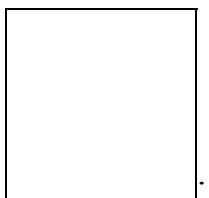


. (2.3)

Тогда из равенства (2.2) получим:

---

<sup>1</sup> Если винт не подобран, его следует подобрать, приложение А.



(2.4)

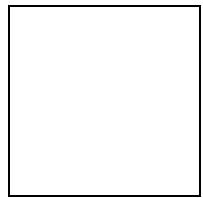
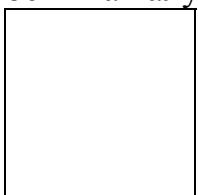


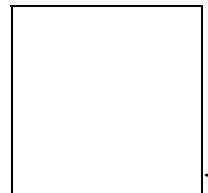
Рисунок 2.3 – Высотно-скоростные характеристики ТВД

Мощность на валу винта изменяется с изменением скорости, так как

к. п. д. винта

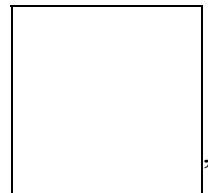


- величина переменная:



(2.5)

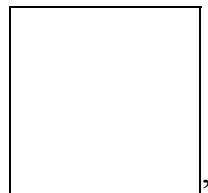
Следовательно, располагаемая мощность одного ТВД определяется выражением (2.6):



(2.6)

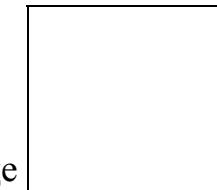
где  $i$  – число двигателей.

Задаваясь высотой и скоростью полета, определяем эквивалентную мощность:



(2.7)

где



- эквивалентная мощность у земли, (Вт).



берем по характеристикам рисунка 2.3. По известной эквивалентной мощности определяем мощность на валу винта одного двигателя:

$$\boxed{\quad}.$$

(2.8)

$$\boxed{\quad}$$

Определив расчетный к. п. д. винта  $\boxed{\quad}$  с учетом поправок

$$\boxed{\quad}$$

$$\boxed{\quad}$$

и  $\boxed{\quad}$ , по формуле (2.6) находим располагаемую мощ-

$$\boxed{\quad}$$

ность одного двигателя. Методика определения к. п. д. винта  $\boxed{\quad}$  та же, что и при подборе винта<sup>2</sup>. Расчет оформляем в виде таблицы 2.2. По

$$\boxed{\quad}$$

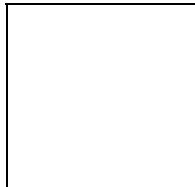
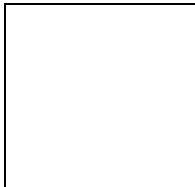
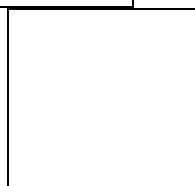
данным таблицы строим кривые  $\boxed{\quad}$ . Примерный вид кривых показан на рисунке 2.4.

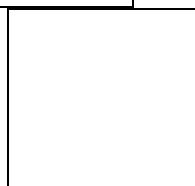
---

<sup>2</sup> Приложение А

Таблица 2.2 – Расчет располагаемых мощностей

Расчетные величины $H=const$	Скорость $V$ , м/с				
	40	80	120	160	200
	Только для ТВД				
$N_e$ (Вт)	Только для ТВД				
$N_b$ (Вт)					
$\lambda$					
$\beta$					
$\phi$					
$\beta_p$					
$\alpha_r$					
$M_R$					
$K_\beta$					
$\beta_p$ расч					
$\Phi_{расч}$					
$\alpha_r$ расч					
$\eta$					
$K_{\eta \phi}$					
$K_{\eta M}$					
$\eta_p$					
$N_p$					

Кривые  строим для высот от 0 до  с 

интервалом 3000 м. В диапазоне скоростей от 40 м/с до  м/с с интервалом 40 м/с.

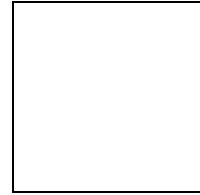
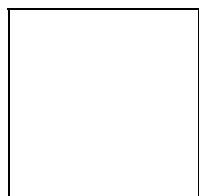


Рисунок 2.4 – Располагаемые и потребные мощности самолета с ТВД

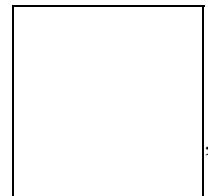
Расчет располагаемой мощности ПД состоит в следующем. По за-

данной мощности одного двигателя [ ] на расчетной высоте



[ ] определяем мощность двигателя [ ] у земли.

Для двигателей с воздушным охлаждением



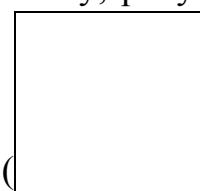
, (2.9)

для двигателей с жидким охлаждением

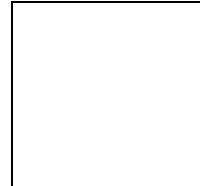


. (2.10)

На высотную характеристику, рисунок 2.5, наносим точки 1 и 2 с



координатами ( [ ] ) и ( [ ] ). Соединив эти точки прямой получим участок высотной характеристики от 0 до  $H_{\text{расч.}}$ .



Участок характеристики для строится методом интерполяции. Полученная характеристика не учитывает скоростного наддува, т. е. она получена при работе двигателя на месте. За счет скоростного напора на входе в воздухозаборник двигателя давление воздуха возрастает.

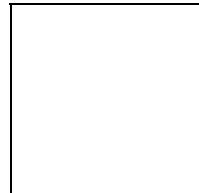
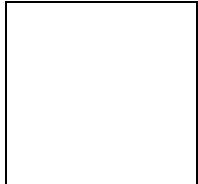


Рисунок 2.5 – Высотная характеристика ПД

Это приводит к повышению границы высотности двигателя на величину , рисунок 2.6.

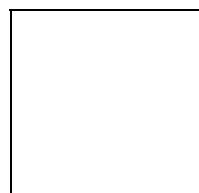
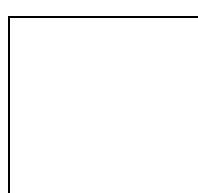
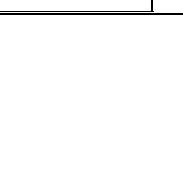


Рисунок 2.6 – Повышение границы высотности ПД за счет скоростного наддува

Величина  зависит от скорости полета и коэффициента  внутренних потерь  на всасывании двигателя. Для большинства современных ПД

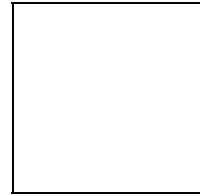
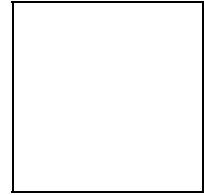
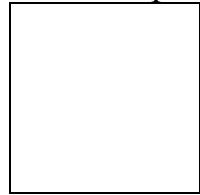
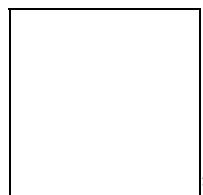


График для определения поправки  $\Delta$  приведен на рисунке 2.7 страница 42.

Таким образом, имея высотно-скоростные характеристики ПД,

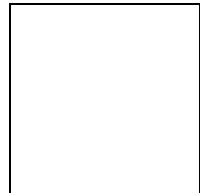


можно определить располагаемую мощность  $P_{расп}$  по следующей формуле:



(2.11)

где  $i$  – число двигателей;



- расчетный к. п. д. винта, определяемый для заданной скорости и высоты полета так же, как и при подборе винта.

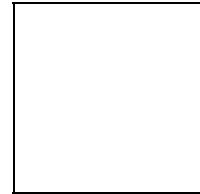
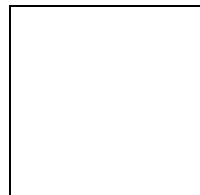


Рисунок 2.7 – График для определения поправки  $\Delta$  на скоростной наддув

Расчет оформляется в виде таблицы 2.2 для высот от 0 до

м с интервалом 1500 м. По Данным таблицы строим кривые

. Примерный вид кривых показан на рисунке 2.8.

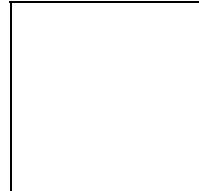


Рисунок 2.8 – Располагаемые и потребные мощности самолета с ПД

## 2.4 Расчет потребных тяг

Тяга, необходимая для преодоления лобового сопротивления в установленвшемся горизонтальном полете, называется потребной тягой  $P_{\text{п}}$ .

Рассмотрим рисунок 2.9.

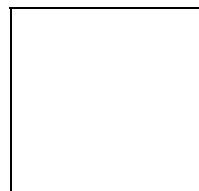
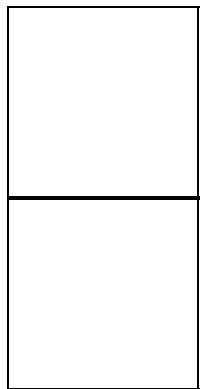


Рисунок 2.9 – Определение потребной тяги

Составим уравнения равновесия для установленвшегося горизонтального полета:

$$\boxed{\text{[Equation content]}} , \quad (2.12)$$

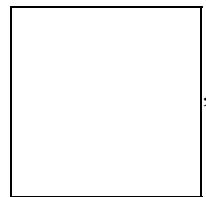
где  $\boxed{\text{[Equation content]}}$  - сила лобового сопротивления, Н;



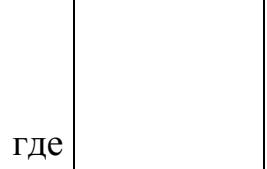
- потребная тяга, Н;

- подъемная сила, Н.

Запишем уравнение (2.12) в виде:



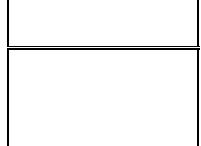
(2.13)



где  $C_d$  - коэффициент лобового сопротивления;



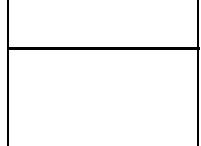
- коэффициент подъемной силы;



- расчетная скорость, м/с;



- плотность воздуха на расчетной высоте, кг/м<sup>3</sup>;



- площадь крыла, м<sup>2</sup>

Решая систему уравнений (2.13) получим формулу для определения потребной тяги:

$$\boxed{\quad}, \quad (2.14)$$

где  $K$  – аэродинамическое качество;  
 $g$  – ускорение силы тяжести,  $\text{м}/\text{с}^2$ ;

$$\boxed{\quad}, \quad (2.15)$$

где  $C_{ya}$  – коэффициент подъемной силы;  
 $C_{xa}$  – коэффициент лобового сопротивления.

$m_{cp}$  – средний вес самолета, (кг):

$$\boxed{\quad}, \quad (2.16)$$

где  $m$  – масса самолета, кг;  
 $m_{топ}$  – полный запас топлива, кг (см. разд. 3, п. 1);

Расчет потребных тяг состоит в следующем:

1) задаваясь скоростями полета от 60 м/с до  $V_{пач}+60$  м/с с интервалом 60 м/с, определяем для каждой высоты полета от 0 до  $H_{пач}+3000$  м с интервалом 3000 м соответствующие этим скоростям и высотам числа Маха полета по формуле (2.17):

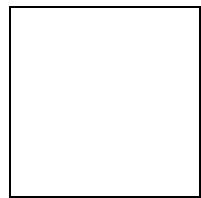
$$\boxed{\quad}, \quad (2.17)$$

где  $a$  – скорость звука для соответствующей высоты<sup>3</sup>,  $\text{м}/\text{с}$ ;

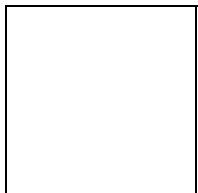
2) определяем коэффициент подъемной силы  $C_{ya}$  по формуле (2.18):

---

<sup>3</sup> Скорость звука  $a$ , определяется по таблице стандартной атмосферы приложения Б.



(2.18)



где  $\rho_0$  - плотность воздуха на соответствующей высоте<sup>4</sup>,  
 $\text{кг}/\text{м}^3$ ;

3) по поляре для данного числа Маха определяем коэффициент лобового сопротивления  $C_{xa}$ , соответствующий вычисленному  $C_{ya}$ ;

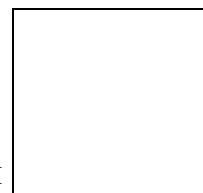
4) определяем качество  $K$ ;

5) определяем потребную тягу  $P_n$ .

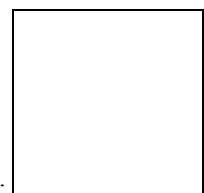
Расчет оформляется в виде таблице 2.3.

Таблица 2.3 – Расчет потребных тяг

	Скорость $V$ , м/с	60	120	180	260	300
H = const	Число Маха $M$					
	Коэффициент подъемной силы $C_{ya}$					
	Коэффициент лобового сопротивления $C_{xa}$					
	Потребная тяга $P_n$					



По результатам расчета строим кривые зависимости



<sup>4</sup> Плотность воздуха  $\rho$ , определяется по таблице стандартной атмосферы приложения Б.

Эти кривые наносим в одинаковом масштабе на график зависимости  от . Примерный вид кривых  показан на рисунке 2.2.

## 2.5 Расчет потребных мощностей

Потребные мощности  определяем для самолетов, где в качестве движителя используется воздушный винт.

Расчет состоит в следующем (сжимаемостью воздуха пренебрегаем):

1) задаемся углами атаки  $\alpha$  от 0 до  с интервалом  $2^\circ$ ;

2) по зависимости  находим соответствующие значения ;

3) по поляре находим соответствующие значения коэффициента лобового сопротивления ;

4) определяем качество  $K$ ;

5) определяем потребную тягу , формула (2.14);

6) определяем потребную скорость  $V$  горизонтального полета по формуле:

$$\boxed{\quad},$$

(2.19)

где  $m_{cp}$  – средний вес самолета, формула (2.16);

7) определяем потребную мощность по формуле (2.20):

$$\boxed{\quad},$$

(2.20)

Расчет выполняем для высот от 0 до

$$\boxed{\quad}$$

м с интервалом

3000 м для самолетов с ТВД; для высот от 0 до

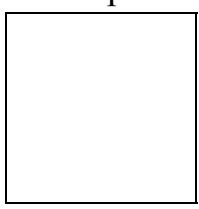
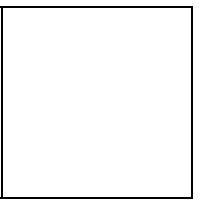
$\boxed{\quad}$  м с интервалом

1500 м для самолетов с ПД. Расчет оформляем в виде таблицы 2.4.

таблицы

Таблица 2.4 – Расчет потребных мощностей

$\alpha^\circ$			0	2	4	6	8	10	12	
		K								
H=0										
H=H <sub>1</sub> и т. д.			,							
		m/c	,							
			,							

По результатам расчета строим кривые зависимости  . Эти кривые наносим в одинаковом масштабе на график зависимости  . Примерный вид кривых  показан на рисунке 2.4 для самолетов с ТВД и на рисунке 2.8 для самолетов с ПД.

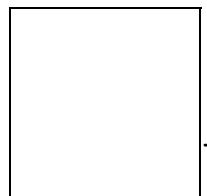
## 2.6 Характерные скорости полета

Характерными скоростями полета являются:

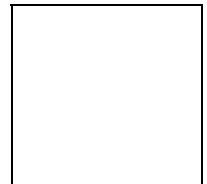
- 1) максимальная скорость горизонтального полета  $V_{\max}$ ;
- 2) минимальная скорость горизонтального полета  $V_{\min}$ ;
- 3) наивыгоднейшая скорость  $V_{\text{наив}}$ ;
- 4) крейсерская скорость  $V_{\text{кр}}$  (для самолетов с ТРД);

- 5) экономическая скорость  $V_{\text{ек}}$  (для самолетов с ТВД и ПД);
- 6) наивыгоднейшая скорость подъема  $V_{\text{наив.под.}}$ ;
- 7) предельная допустимая скорость  $V_{\text{пред.}}$

Все указанные скорости, за исключением предельной допустимой скорости  $V_{\text{пред.}}$ , можно определить графически, пользуясь сеткой кривых располагаемых и потребных тяг (мощностей). Максимальная скорость  $V_{\text{max}}$  на любой высоте определяется точкой пересечения верхней ветви кривой потребной тяги (мощности) с кривой располагаемой тяги (мощности). Минимальная скорость горизонтального полета  $V_{\text{min}}$ , определяется графически (см. рисунок 2.10 и 2.11) – проводя параллельную оси координат касательную к левой ветви кривой потребной тяги (мощности). Минимальную скорость горизонтального полета можно определить и аналитически по формуле (2.21):

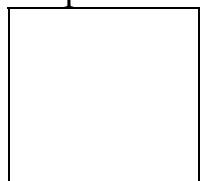


$$(2.21)$$

Интервал  называется диапазоном скоростей горизонтального полета.

Наивыгоднейшая скорость соответствует скорости полета с наименьшей потребной тягой, т.е. когда  $K=K_{\text{max}}$ , и определяется графически (см. рисунок 2.10 и 2.11).

Экономическая скорость  $V_{\text{ек}}$  соответствует скорости полета с наименьшей потребной мощностью и определяется, как показано на рисунке 2.11.

Крейсерская скорость  $V_{\text{kp}}$  соответствует скорости полета, когда отношение  минимально (рисунок 2.10).

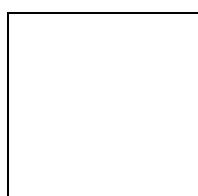


Рисунок 2.10 – Определение характерных скоростей самолета с ТРД

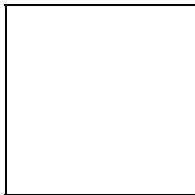
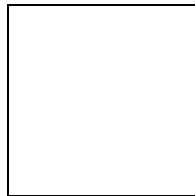
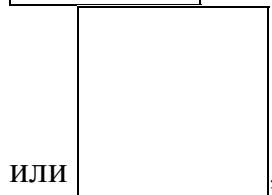
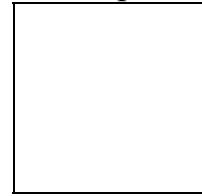


Рисунок 2.11 – Определение характерных скоростей самолета с ТВД и ПД

Наивыгоднейшей скоростью подъема  $V_{\text{наив.под}}$ , называется скорость



(рисунок 2.12). Точки абсцисс, соответствующие



или определяют наивыгоднейшую скорость подъема  $V_{\text{наив.под.}}$ .

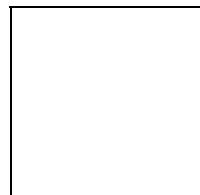
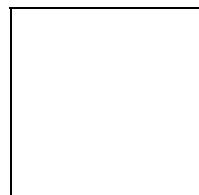
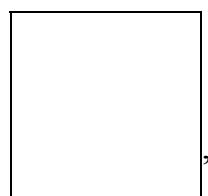


Рисунок 2.12 – Зависимость

Предельной допустимой скоростью  $V_{\text{пред}}$  называется наибольшая скорость, допустимая по условиям прочности самолета. Она ограничивается максимальным скоростным напором  $q_{\max}$  и определяется по формуле (2.22):



(2.22)

где  $q_{\max}$  – максимальный скоростной напор,  $\text{Н}/\text{м}^2$ .

Результаты расчета оформляются в таблицу 2.5.

Определив характерные скорости, строим график зависимости их от высоты полета. Примерный вид графика показан на рисунке 2.13 для самолета с ТВД или ПД и на рисунке 2.14 для самолета с ТРД

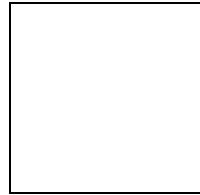


Рисунок 2.13 – Зависимость характерных скоростей от высоты для самолета с ТВД и ПД

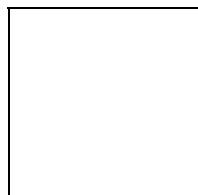


Рисунок 2.14 – Зависимость характерных скоростей от высоты для самолета с ТРД

Таблица 2.5 – Характерные скорости полета

Высота полета $H$ , м	0	3000	6000	9000	12000
Максимальная скорость горизонтального полета $V_{\max}$ , м/с					
Минимальная скорость горизонтального полета $V_{\min}$ , м/с					
Наивыгоднейшая скорость $V_{\text{наив}}$ , м/с					
Крейсерская скорость $V_{\text{кр}}$ , м/с					
Экономическая скорость $V_{\text{эк}}$ , м/с					
Наивыгоднейшая скорость подъема $V_{\text{наив.под}}$ , м/с					
Предельная допустимая скорость $V_{\text{пред}}$ , м/с					

## 2.7 Расчет вертикальных скоростей

Вертикальная составляющая скорости полета по наклонной траектории, называется вертикальной скоростью  $V_y$  и рассчитывается по формуле:

$$\boxed{\quad}$$

, (самолет с ТРД)

(2.23)

$$\boxed{\quad}$$

, (самолет с ТВД или ПД) (2.24)

$$\boxed{\quad}$$

где  $\boxed{\quad}$  - разность между располагаемой и потребной тягами при скорости полета  $V$ :

$$\boxed{\quad};$$

(2.25)

$$\boxed{\quad}$$

- разность между располагаемой и потребной мощностями при скорости полета  $V$ :

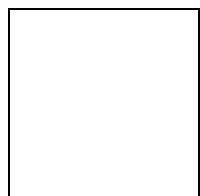
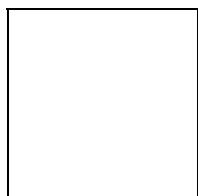
$$\boxed{\quad}.$$

(2.26)

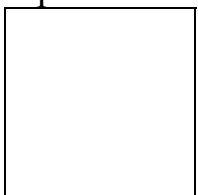
Из формул (2.23) и (2.24) следует, что для определения максималь-

$$\boxed{\quad}$$

ной вертикальной скорости  $V_{y \ max}$ , надо определить  $\boxed{\quad}$  или

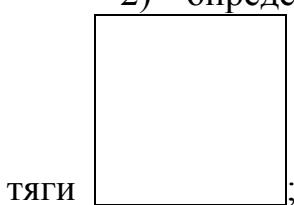


для данной высоты полета Н. Величину  определяем непосредственно по сетке кривых располагаемых и потребных мощностей (рисунок 2.4 и 2.8). При использовании кривых располагаемых и по-

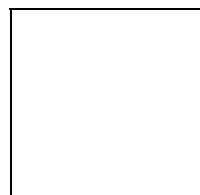


требных тяг величину  определяем в такой последовательности:

- 1) для принятых в расчете высот задаемся значениями скоростей V;
- 2) определяем соответствующие данным скоростям избытки



тяги ;



- 3) подсчитываем произведение .

Результаты оформляем в таблицу 2.6.

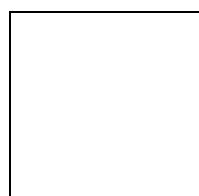
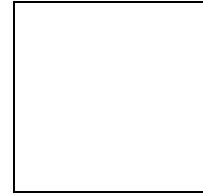
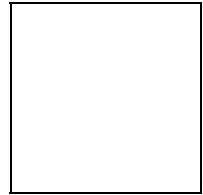


Таблица 2.6 – Расчет зависимости

	Скорость V, м/с			60	120	180	240	300
H=const								



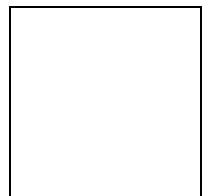
По данным таблицы 2.6 строим график [REDACTED]. Примерный



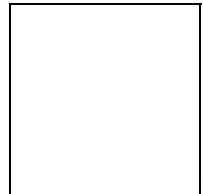
вид графика показан на рисунке 2.12. Определив по графику [REDACTED], можно по формулам (2.23) и (2.24) подсчитать  $V_y$ . Расчет сводим в таблицу 2.7.

Таблица 2.7 – Определение вертикальной скорости  $V_{y \max}$

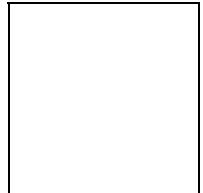
Высота полета $H$ , м	0	3000	6000	9000	12000
для самолетов с ТВД и ПД					
$V_{y \max}$					



По данным таблицы 2.7 строим график зависимости [REDACTED], рисунок 2.15.



Высота, на которой [REDACTED], называется теоретическим потолком.



Высота, на которой [REDACTED] м/с, называется практическим потолком.

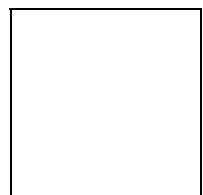
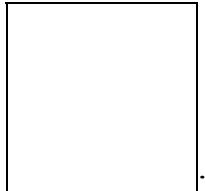


Рисунок 2.15 – Зависимость максимальной вертикальной скорости от высоты

## 2.8 Построение барограммы подъема

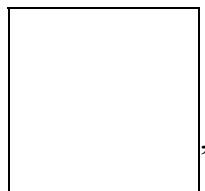
Барограммой подъема называется кривая зависимости времени



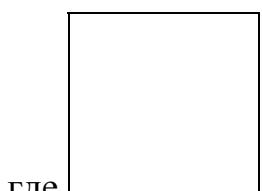
подъема от высоты, т. е.

Имея барограмму, можно определить время подъема на заданную высоту.

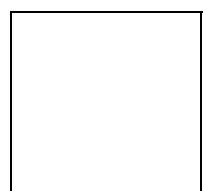
Время подъема  $t$ , с, на элементарную высоту определяем по формуле (2.27):



(2.27)



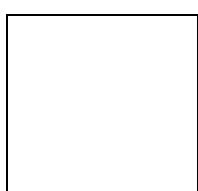
где  $\boxed{}$  - элементарная высота, м:



(2.28)

$V_{ycp}$  – средняя арифметическая скорость при подъеме на элементар-

ную высоту  $\boxed{}$ , м/с:



(2.29)

Скорость  $V_{y0}$  берется в начале участка, скорость  $V_{y1}$  – в конце.

На рисунке 2.15 приведен пример определения  $V_{yср}$ . Высотами задаются от 0 до практического потолка с интервалом 2000 м для самолетов с ТРД и ТВД и 1000 м для самолетов с ПД.

Время подъема на заданную высоту определяется по формуле (2.30):

$$\boxed{\quad} \quad (2.30)$$

Расчет оформляем в виде таблицы 2.8.

Таблица 2.8 – Построение барограммы подъема

$H, м$	0	$H_1$	$H_2$	$H_3$	$H_4$	$H_5$
$V_{yср}, м/с$						
$t, с$						

По данным таблицы 2.8 строим график барограммы подъема, рисунок 2.16.

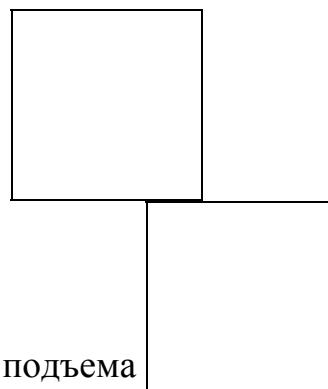
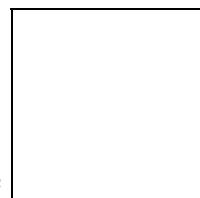


Рисунок 2.16 – Барограмма подъема

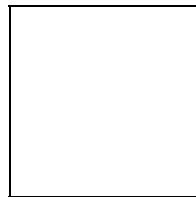
## 2.9 Построение поляры планирования

Снижение по прямолинейной траектории с тягой, равной или близкой к нулю, называется планированием. Скорость планирования определяется по формуле (2.31):

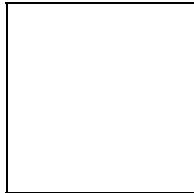
$$\boxed{\quad}, \quad (2.31)$$



где  $\alpha$  - угол наклона траектории к горизонту, град;  
 $m_{cp}$  - средний вес самолета, кг;  
 $S$  - площадь крыла,  $m^2$ .

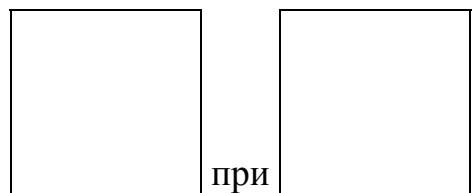


Изменяя угол  $\alpha$ , мы тем самым изменяем скорость планирования. Кривая, описываемая концом вектора скорости планирования



при изменении угла  $\alpha$ , называется полярой планирования. Угол наклона траектории к горизонту определяется по формуле (2.32):

$$\boxed{\quad}, \quad (2.32)$$



откуда видно, что  $\alpha = \arctan \frac{v}{g}$  при  $v > g$ .

Горизонтальную и вертикальную составляющие скорости планирования определяем по формулам (2.33) и (2.34) соответственно:

$$\boxed{\quad}, \quad (2.33)$$

$$\boxed{\quad}. \quad (2.34)$$

Последовательность расчета поляры планирования приведена в таблице 2.9.

Таблица 2.9 – Построение поляры планирования

$\alpha^\circ$	0	2	4	6	8	10	12
1	2	3	4	5	6	7	8
K							

Продолжение таблицы 2.9

1	2	3	4	5	6	7	8

По данным таблицы 2.9 строим поляру планирования  $\boxed{\quad}$ , рисунок 2.17.

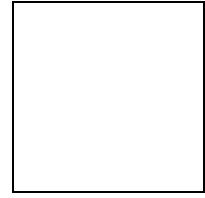


Рисунок 2.17 – Поляра планирования

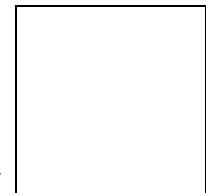
Режимы планирования с углами атаки, меньшими наивыгоднейшего, называются первыми режимами, а с углами большими наивыгоднейшего – вторыми режимами.

### **3 Расчет взлетно-посадочных характеристик самолета**

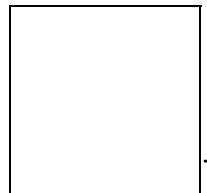
#### **3.1 Основные взлетно-посадочные характеристики самолета**

К основным взлетно-посадочным характеристикам самолета относятся: скорость отрыва, длина разбега, взлетная дистанция, посадочная скорость, длина пробега, посадочная дистанция. Расчет этих характеристик выполняется аналитически по приближенным формулам.

#### **3.2 Расчет скорости отрыва**



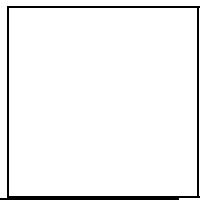
Отрыв самолета происходит при скорости отрыва  $\boxed{v_0}$ , когда подъемная сила, плюс вертикальная составляющая тяги уравновешивают силу тяжести. При этом нормальная реакция равна нулю:



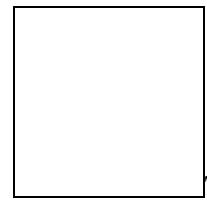
Скоростью отрыва  $\boxed{v_0}$  называется скорость при отрыве колес основного шасси от ВПП. Для самолетов с ТВД и ПД скорость отрыва определяется по формуле (3.1):

$$\boxed{\frac{m}{\rho S_{ref} v_0^2}} = \frac{1}{2} C_D \frac{m}{\rho S_{ref} v_0^2}, \quad (3.1)$$

где  $m$  – взлетная масса самолета, кг;

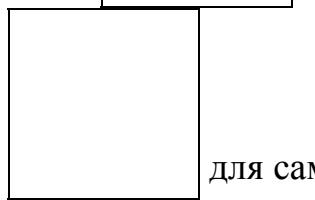


- определяется по зависимости



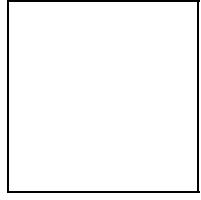
для взлета

при

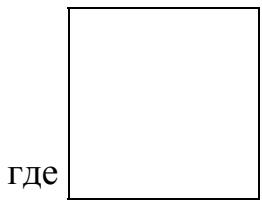
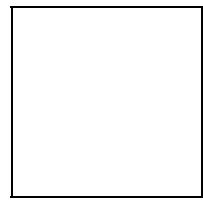


для самолетов со стреловидным крылом и при

для самолетов с прямым крылом;

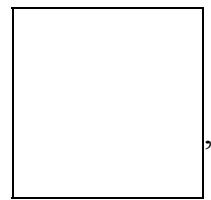


- располагаемая мощность при разбеге, Вт:

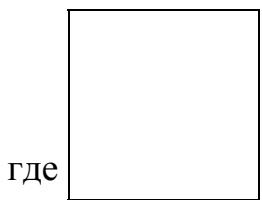


где  $\boxed{ } -$  взлетная мощность, Вт.

Для самолетов с ТРД скорость отрыва определяется по формуле (3.2):



(3.2)



где  $\boxed{ }$  - вертикальная составляющая тяги двигателей:

$$\boxed{\quad}, \quad (3.3)$$

где  $\boxed{\quad}$  - угол установки двигателя по отношению к хорде крыла:

$$\boxed{\quad}.$$

### **3.3 Расчет длины разбега и взлетной дистанции**

Длиной разбега называется расстояние, проходимое самолетом от начала разбега до точки отрыва, и определяется по формуле (3.4):

$$\boxed{\quad}, \quad (3.4)$$

где  $\boxed{\quad}$  - средняя тяговооруженность при разбеге:

$$\boxed{\quad}. \quad (\text{для самолетов с ТРД}) \quad (3.5)$$

$$\boxed{\quad}. \quad (\text{для самолетов с ТВД и ПД}) \quad (3.6)$$

$f$  – коэффициент трения, определяемый по таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Значение коэффициента трения

Состояние взлетно-посадочной полосы	Среднее значение $f$
Сухой бетон	0,05
Мокрый бетон	0,04
Твердый грунт	0,06
Мокрая трава	0,11
Покрытый снегом аэродром	0,11

Взлетной дистанцией называется расстояние, проходимое самолетом по горизонтали от начала разбега до подъема на высоту, равную 15 м. Для современных пассажирских и транспортных самолетов взлетную дистанцию можно определить по формуле (3.7):

$$\boxed{\quad} \quad (3.7)$$

### 3.4 Расчет посадочной скорости

Посадочной скоростью называется скорость самолета в момент касания колесами земли. Расчет посадочной скорости выполняется по формуле (3.8):

$$\boxed{\quad}, \quad (3.8)$$

где  $\boxed{\quad}$  – посадочный вес самолета, кг:

$$[ ]$$

(3.9)

$$[ ]$$

где [ ] - полный запас топлива определяем по таблице 4.1 и 4.3 в зависимости от типа силовых установок, кг;

$$[ ]$$

- определяется по зависимости [ ]

$$[ ]$$

$$[ ]$$

для посадки при [ ], для самолетов со стреловидным крылом и

$$[ ]$$

, для самолетов с прямым крылом.

### **3.5 Расчет длины пробега и посадочной дистанции**

Длиной пробега называется расстояние, проходимое самолетом от точки касания колесами земли до точки, где скорость равна нулю.

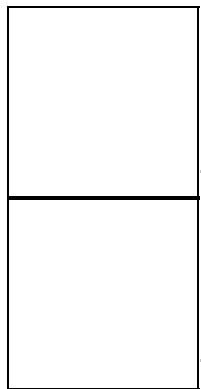
Посадочной дистанцией называется расстояние, проходимое самолетом по горизонтали с высоты, равной 15 м, до полной остановки и определяемое по формуле:

$$[ ]$$

(3.10)

$$[ ]$$

где [ ] - дальность планирования с высоты 15 м;



- длина выдерживания, м;

- длина пробега, м.

Дальность планирования определяется по формуле:

$$\boxed{\quad},$$

(3.11)

где

- приведенное качество при планировании, равное в среднем от 20 до 22.

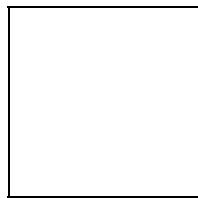
Длина выдерживания определяется по формуле:

$$\boxed{\quad},$$

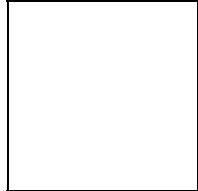
(3.12)

где

- максимальное посадочное качество самолета (определяется по посадочной поляре);

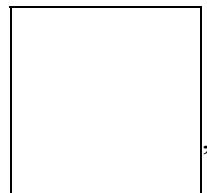


- скорость планирования в м/с, определяемая по формуле (2.31) для посадочного веса

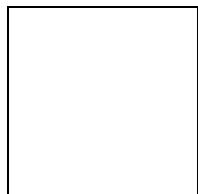


;

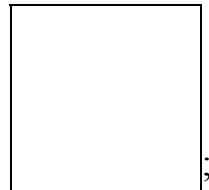
Длину пробега определяем по формуле (3.13):



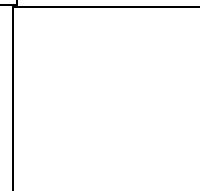
(3.13)



где  $V_\infty$  - скорость с которой самолет мог бы лететь по горизонтали при критическом угле атаки, т. е. при

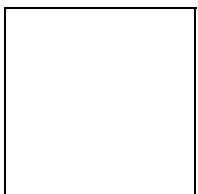


ризонтали при критическом угле атаки, т. е. при

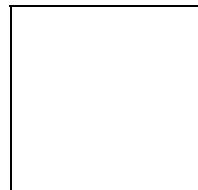


и

$B$  – коэффициент, зависящий от параметров



и определяемой по графику, рисунок 3.1.



Приведенный коэффициент трения  $\mu$  при средней интенсивности торможения можно принять равным от 0,2 до 0,3.

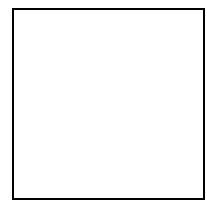


Рисунок 3.1 – График для расчета длины пробега самолета

## 4 Расчет дальности и продолжительности полета

### 4.1 Расчет дальности и продолжительности полета самолета с ТРД

Дальностью полета называется расстояние, проходимое самолетом по горизонтали от взлета до посадки при израсходовании определенного запаса топлива

Полная дальность полета состоит из трех участков, рисунок 4.1 и определяется по формуле (4.1):

$$L_{\text{полн}} = L_{\text{под}} + L_{\text{гор}} + L_{\text{пл}}, \quad (4.1)$$

где  $L_{\text{под}}$  – дальность участка подъема, м;  
 $L_{\text{гор}}$  – дальность горизонтального участка полета, м;  
 $L_{\text{пл}}$  – дальность участка планирования, м.

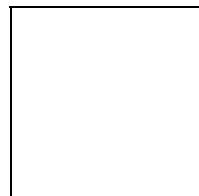


Рисунок 4.1 – Полная дальность полета

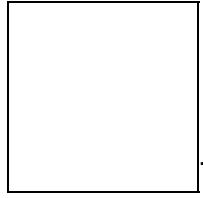
Продолжительностью полета называется время пребывания самолета в полете,

Постановка задачи: определить максимальную дальность и продолжительность полета на заданной высоте при заданном запасе топлива

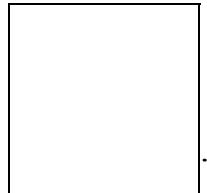
Дальность для участка подъема определяем по формуле:

$$L_{\text{под}} = V_{\text{сп}} \cdot t_{\text{под}}, \quad (4.2)$$

где  $t_{\text{под}}$  – время подъема, с на заданную высоту, определяемое по барограмме, рисунок 2.16;

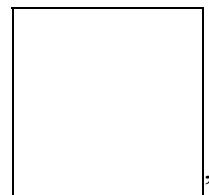


- средняя наивыгоднейшая скорость подъема, м/с на высоте  $H_{cp}$ , рисунок 2.12:

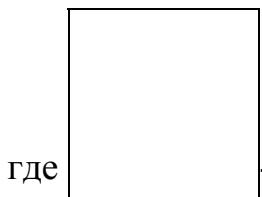


(4.3)

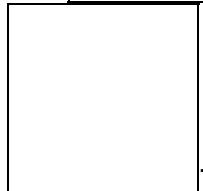
Дальность для участка планирования определяем по формуле (4.4):



(4.4)

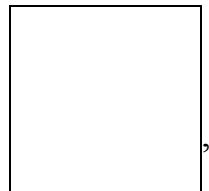


где  $\boxed{}$  - расчетная высота (задана в задании), м ;



- максимальное качество без механизации,

Продолжительность для участка планирования определяем по формуле (4.5):



(4.5)

где  $\bar{v}$  - средняя скорость планирования , определяемая по

поляре планирования, рисунок 2.17 при  $\boxed{\quad}$ .

Расчет горизонтального участка полета производится для средней полетной массы самолета, определяемого по формуле (4.6):

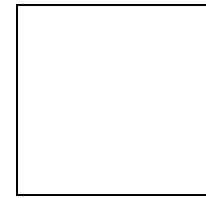
$$\boxed{\quad}, \quad (4.6)$$

где  $m$  – взлетная масса (задана в задании) кг;

$\boxed{\quad}$  - полный запас топлива, зависящий от взлетного веса и определяемый по таблице 4.1, кг.

Таблица 4.1 – Определение полного запаса топлива для самолетов с ТРД

Взлетная масса самолета $m$ , кг	Полный запас топлива $\boxed{\quad}$ в % от взлетной массы самолета
До 20000	25
От 20000 до 40000	30
От 40000 до 80000	35
От 80000 до 120000	40
Свыше 120000	45



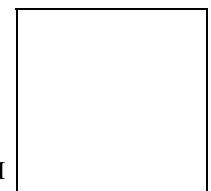
Дальность горизонтального участка полета  $\boxed{\quad}$ , км, определяется по формуле (4.7):

$$\boxed{\quad}, \quad (4.7)$$

где  $\boxed{\quad}$  - располагаемый запас топлива, кг:

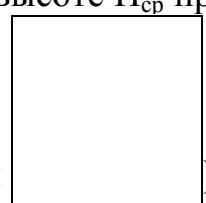
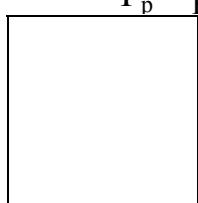
$$\boxed{\quad}, \quad (4.8)$$

где  $t_{\text{под}}$  – время подъема на расчетную высоту (берется из барограммы подъема), с;

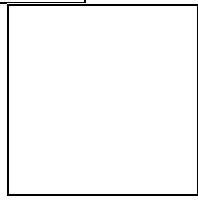


$C_p$  – удельный расход топлива на высоте  $H_{\text{ср}}$  и скорости  $\boxed{\quad}$  (определяется по высотно-скоростной характеристике, рисунок 2.1);

$P_p$  – располагаемая тяга всех двигателей на высоте  $H_{\text{ср}}$  при скорости  $\boxed{\quad}$



(определяется по графику зависимости  $\boxed{\quad}$ );



$\boxed{\quad}$  – километровый расход топлива, определяется по формуле (4.11), кг/км

Продолжительность горизонтального участка полета  $\boxed{\quad}$ , ч, определяется по формуле (4.9):

$$\boxed{\quad}, \quad (4.9)$$

где  $\boxed{\quad}$  - часовой расход топлива, определяется по формуле (4.10), кг/ч

Из формул (4.7) и (4.9) видно, что максимальная дальность и продолжительность полета достигается соответственно при  $\boxed{\quad}$  и  $\boxed{\quad}$ . Часовой расход топлива определяем по формуле (4.10):

$$\boxed{\quad}, \quad (4.10)$$

где  $C_p$  – удельный расход топлива;

$\boxed{\quad}$  - средняя полетная масса, формула (4.6).

Километровый расход топлива определяем по формуле (4.11):

$$\boxed{\quad},$$

(4.11)

где  $V$  – скорость полета на расчетной высоте  $H_{расч.}$ .

$$\boxed{\quad}$$

$$\boxed{\quad}$$

Расчет часового  $\boxed{\quad}$  и километрового  $\boxed{\quad}$  расходов производится в следующей последовательности:

- 1) задаемся рядом скоростей полета и определяем числа Маха;
- 2) определяем соответствующие этим скоростям значения коэффициента подъемной силы:

$$\boxed{\quad}.$$

(4.12)

3) по поляре для данного числа Маха находим значение коэффициента лобового сопротивления  $C_{xa}$ ;

4) определяем качество;

5) по высотно-скоростным характеристикам, рисунок 2.1, определяем удельный расход  $C_p$ ;

$$\boxed{\quad}$$

$$\boxed{\quad}$$

6) определяем часовой  $\boxed{\quad}$  и километровый  $\boxed{\quad}$  расход.

Расчет оформляем в виде таблицы 4.2.

Таблица 4.2 - Определение часового и километрового расхода

$V, \text{ м/с}$					
$M$					
$C_{ya}$					
$C_{xa}$					
$K$					
$C_p$					

По данным таблицы 4.2 строим графики зависимостей  $\square$  и  $\square$ , и определяем  $\square$  и  $\square$ . Примерный вид графиков показан на рисунке 4.2.

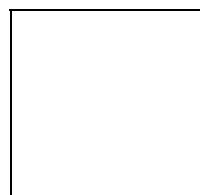


Рисунок 4.2 – Зависимость часового и километрового расходов от скорости

Определив  $\boxed{\quad}$  и  $\boxed{\quad}$ , по формулам (4.7) и (4.9) определяем соответственно  $\boxed{\quad}$  и  $\boxed{\quad}$ . Полную дальность полета определяем по формуле (4.1), а полную продолжительность полета – по формуле (4.13):

$$\boxed{\quad}, \quad (4.13)$$

## 4.2 Расчет дальности и продолжительности полета самолета с ТВД

Полный запас топлива зависит от взлетного веса и определяется по таблице 4.3.

Таблица 4.3 – Определение полного запаса топлива для самолетов с ТВД

Взлетная масса самолета $m$ , кг	Полный запас топлива $\boxed{\quad}$ в % от взлетной массы самолета
1	2
До 20000	20
От 20000 до 40000	25

Продолжение таблицы 4.3

1	2
От 40000 до 80000	30
От 80000 до 120000	35
Свыше 120000	40

Располагаемый запас топлива определяем по формуле (4.14):

$$\boxed{\quad}, \quad (4.15)$$

где  $N$  – суммарная эквивалентная мощность двигателей на высоте

$\boxed{\quad}$ , при скорости  $\boxed{\quad}$ , определяется по графику зависи-

мости  $\boxed{\quad}$ ;

$\boxed{\quad}$  - удельный расход топлива при тех же условиях, опре-

деляемый по высотно-скоростной характеристике, рисунок 2.3;

$\boxed{\quad}$

- время подъема на расчетную высоту, определяемое по

барограмме подъема;

$\boxed{\quad}$

- суммарная номинальная эквивалентная мощность у

земли:

$$\boxed{\quad}$$
.

(4.16)

Расчет производим для среднего полетного веса самолета, определяемого по формуле (4.6). Дальность и продолжительность полета при подъеме и планировании определяем по формулам (4.2), (4.4) и (4.5) соответственно. Часовой расход топлива определяем по формуле (4.17):

$$\boxed{\quad},$$

(4.17)

$$\boxed{\quad}$$

где  $\boxed{\quad}$  - удельный расход топлива на расчетной высоте и заданной скорости, определяется по рисунку 2.3;

$$\boxed{\quad}$$

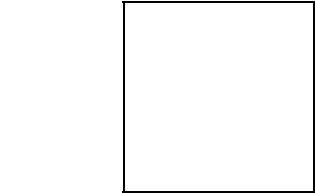
- суммарная эквивалентная мощность двигателей при тех же условиях:

$$\boxed{\quad},$$

(2.18)

$$\boxed{\quad}$$

где  $\boxed{\quad}$  - потребная мощность на расчетных скорости и высоте, определяемая по графику  $\boxed{\quad}$ ;



- расчетный к.п.д. винта при тех же условиях (см. разд. 2 таблица 2.2.)

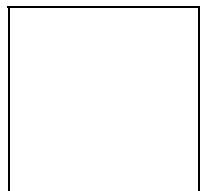
Километровый расход топлива определяем по формуле (4.11).

Дальность и продолжительность полета на горизонтальном участке определяем соответственно по формулам (4.7) и (4.9). Полную дальность полета определяем по формуле (4.1), а полную продолжительность – по формуле (4.13).

#### **4.3 Расчет дальности и продолжительности полета самолета с ПД**

Методика решения та же, что и для самолета с ТВД.

Полный запас топлива составляет от 12% до 15% от взлетного веса для самолетов весом до 15 т и от 15% до 20% - для самолетов весом более 15 т.



Удельный расход топлива   принимаем равным 0,3 кг/л в час.

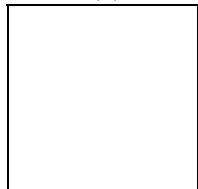
Во все расчетные формулы вместо эквивалентной мощности двигателей следует подставлять мощность двигателей.

## **5 Расчет продольной статической устойчивости и балансировки самолета**

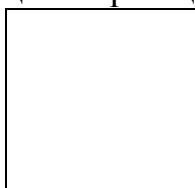
### **5.1 Понятие о продольной и статической устойчивости самолета**

В режиме установившегося полета силы и моменты сил, действующие на самолет, уравновешены. Кроме основных сил в реальном полете на самолет действуют случайные силы, которые называются возмущениями. Возмущения могут появляться в результате порыва ветра, непроизвольного отклонения рулей и т. п. и будут нарушать равновесие сил и моментов. Следовательно, режим полета будет отклоняться от исходного. Если самолет после прекращения действия возмущения стремится вернуться к исходному режиму равновесия без вмешательства летчика, то такой самолет называется статически устойчивым. Поскольку нас интересует продольная статическая устойчивость, то мы рассматриваем лишь силы и моменты, действующие в плоскости симметрии самолета.

Понятие “статическая устойчивость” характеризует поведение самолета только в первый момент времени после прекращения действия возмущения. Найдем критерий, позволяющий нам судить о продольной статической устойчивости самолета. Пусть самолет обладает одной степенью свободы — возможностью перемещения вокруг поперечной оси

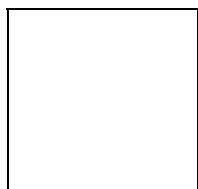


, проходящей через центр тяжести самолета. Зависимость ко-

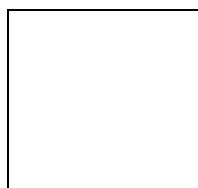


эффициента момента от угла атаки  $\alpha$  изображена на рисунке 5.1.

Положения равновесия соответствуют точкам 1 и 2, где



. Момент, который стремится увеличить угол атаки, будем считать положительным.



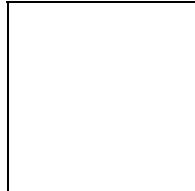
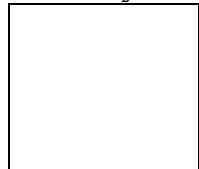
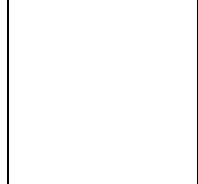


Рисунок 5.1 – Зависимость

Рассмотрим равновесие в точке 1. Пусть в результате порыва ветра

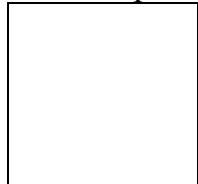


угол атаки увеличится на величину  $\boxed{\Delta\alpha}$ . Этому приращению угла атаки будет соответствовать приращение коэффициента момента



, которое будет действовать в сторону уменьшения угла атаки.

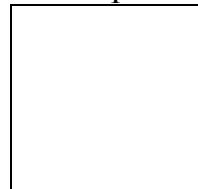
Следовательно, самолет стремится вернуться к исходному режиму равновесия в точке 1. Отрицательному приращению угла атаки будет соответствовать положительное приращение коэффициента момента. Самолет также стремиться вернуться к исходному режиму равновесия. Аналогично можно рассмотреть равновесие в точке 2, где приращению угла атаки



соответствует приращение  $\boxed{\Delta\alpha}$  и наоборот. В точке 2

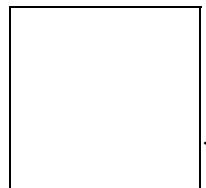
самолет под действием возмущения не стремится вернуться к исходному равновесию.

Из приведенных рассуждений можно сделать вывод: критерием продольной устойчивости самолета при принятом правиле знаков является



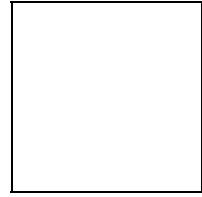
отрицательный наклон касательной к кривой  $\boxed{\alpha(\dot{\alpha})}$  в точки балансировки.

Математически это условие выражается неравенством



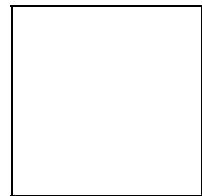
(5.1)

Если



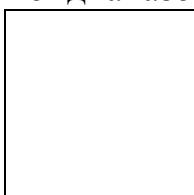
то самолет статически не устойчивый.

Если



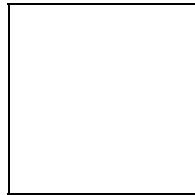
самолет статически нейтральный.

Учитывая, что диапазон летных углов атаки  $\alpha$  и коэффициента

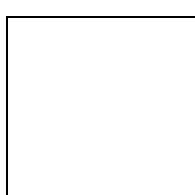


подъемной силы

связаны линейно, то вместо критерия

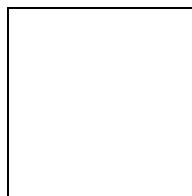


можно рассматривать



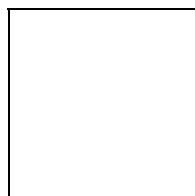
. Расчет продольной стати-

ческой устойчивости ведется в связанной системе координат с началом в



центре тяжести самолета. Ось

направлена вдоль хорды крыла

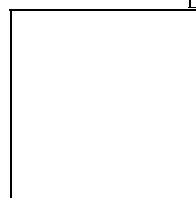


вперед, ось

перпендикулярна

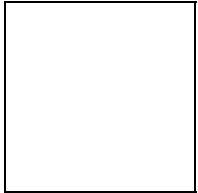


и лежит в плоскости

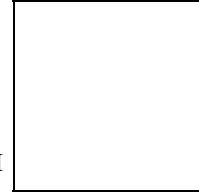


симметрии самолета. Ось

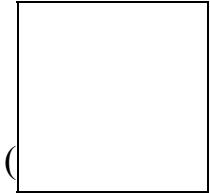
перпендикулярна плоскости



и направлена в сторону правого полукрыла. Условно можно

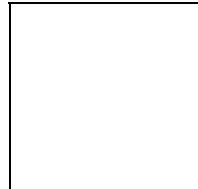


считать, что центр тяжести самолета лежит в плоскости хорд и

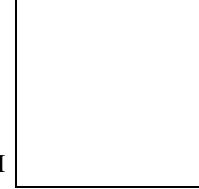


( $\frac{c_n}{c_d}$  - коэффициент нормальной силы).

Для суждения продольной статической устойчивости данного само-



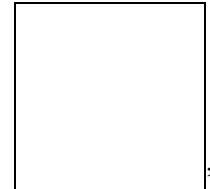
лета надо построить зависимость



или

## 5.2 Расчет коэффициента продольного момента самолета без горизонтального оперения

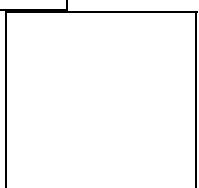
Коэффициент продольного момента (в дальнейшем будем говорить “коэффициент момента”) самолета без горизонтального оперения определяется по формуле (5.2):



(5.2)



где  $\frac{c_m}{c_d}$  - коэффициент момента самолета без горизонталь-



ного оперения при

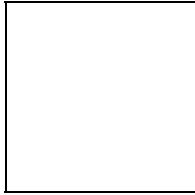
[ ] - координата центра тяжести самолета;  
[ ] - коэффициент момента от силы тяги двигателя;  
[ ] - коэффициент момента от поперечной силы;  
[ ] - координата фокуса профиля без горизонтального оперения, отсчитанная от носка средней аэродинамической хорды (САХ)

[ ]; условно принимаем , что [ ] не зависит от числа  $M$ .

В действительности [ ] в диапазоне [ ] значительно изменяется. Координата фокуса профиля определяется по формуле:

$$[ ] \quad (5.3)$$

где [ ] - координата фокуса профиля;



- смещение координаты фокуса профиля от влияния

фюзеляжа;



- смещение координаты фокуса профиля от влияния

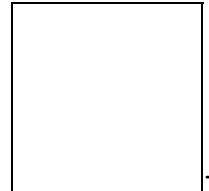
гондол двигателя.

Фокус профиля – это точка на хорде профиля, коэффициент продольного момента относительно которой не зависит от угла атаки или коэффициента подъемной силы.

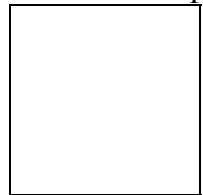
В большинстве случаев фокус от влияния фюзеляжа и гондол дви-



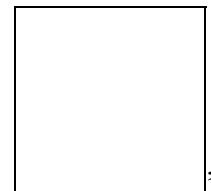
гателей смещается к носку [redacted]. Можно принять



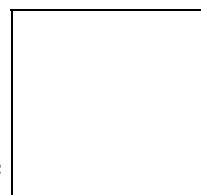
Коэффициент момента самолета без горизонтального оперения



определяем по формуле:

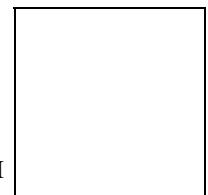


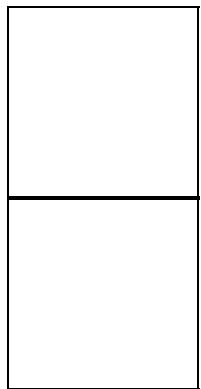
, (5.4)



где [redacted]

- коэффициент момента профиля при [redacted];

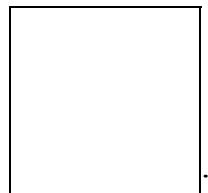




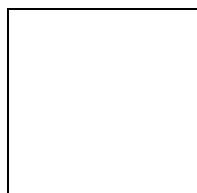
- угол нулевой подъемной силы крыла;

- угол между хордой крыла и осью двигателя.

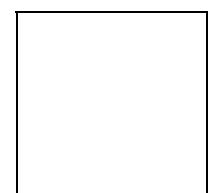
В первом приближении можно принять



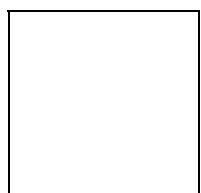
(5.5)



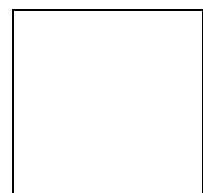
Расчет коэффициента  $C_m$  состоит в следующем:



1) задаваясь углами атаки  $\alpha$ , по зависимости



определяем  $C_m$ ;



2) по формуле (5.2) определяем  $C_m$ .

Расчет оформляем в таблицу 5.1.

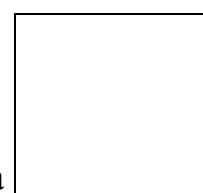
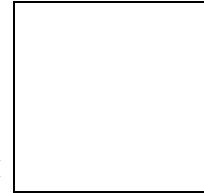


Таблица 5.1 – Расчет коэффициента момента

	0	2	4	6	8	10	12	14	
--	---	---	---	---	---	----	----	----	--

По данным таблицы строим график зависимости . Примерный вид графика показан на рисунке 5.2.

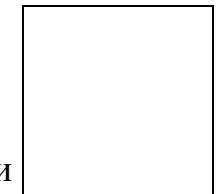
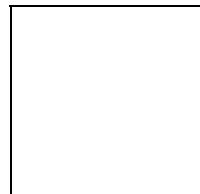
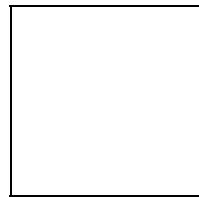


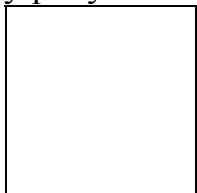
Рисунок 5.2 – Графики зависимостей и .

### 5.3 Расчет коэффициента момента горизонтального оперения

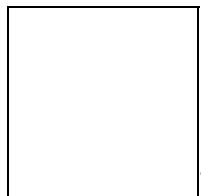
Коэффициент момента горизонтального оперения определяется по формуле (5.6):

$$\boxed{\text{ }} \quad (5.6)$$

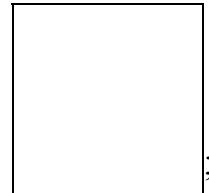
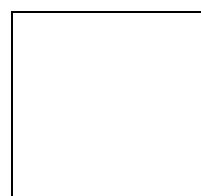
где  $k$  – коэффициент торможения скорости потока, определяется по графику рисунка 5.3;



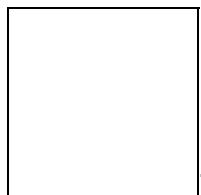
- коэффициент статического момента площади горизонтального оперения;



- угловой коэффициент зависимости определяется по графику рисунка 5.4. Для стреловидного оперения



(5.7)



- угол стреловидности горизонтального оперения, берется из чертежа, град;

$\alpha$  – угол атаки крыла (задаемся), град;

$\varphi$  – угол установки горизонтального оперения относительно хорды крыла (подраздел 5.5), град;

$n$  - коэффициент эффективности руля высоты, определяемый по формулам (5.9) и (5.11);

$\delta$  – угол отклонения руля высоты (задаемся), град.

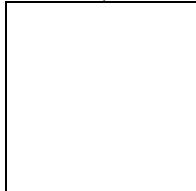
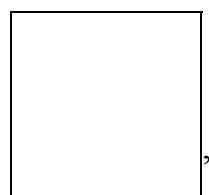
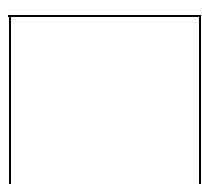


Рисунок 5.3 – График для определения коэффициента торможения скорости  $k$

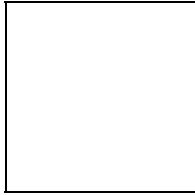
Коэффициент статического момента площади горизонтального оперения определяем по формуле:



(5.8)

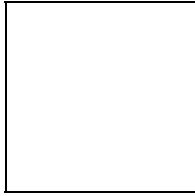


где  $A$  – площадь горизонтального оперения (определяется графически по чертежу),  $\text{м}^2$ ;



- плечо горизонтального оперения, т. е. расстояние от центра тяжести самолета до оси вращения руля высоты (определяется графически по чертежу), м;

$S$  – площадь крыла, м;



- САХ крыла, м.

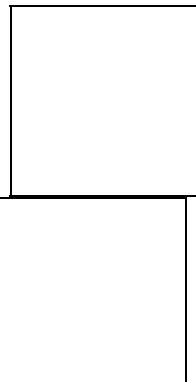
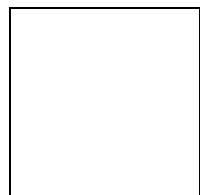
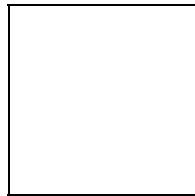


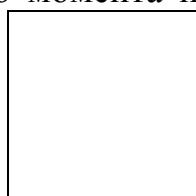
Рисунок 5.4 – Зависимость



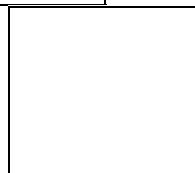
Для самолетов с прямым крылом [ ] . Для самолетов со



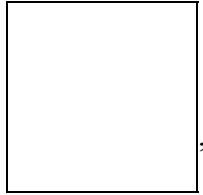
стреловидным крылом [ ]. Для самолетов с разнесенным вертикальным оперением и хвостовым расположением двигателей коэффициент статического момента площади горизонтального оперения следует брать



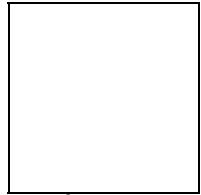
меньшим на [ ].



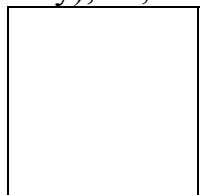
Для чисел [ ] коэффициент эффективности руля высоты определяется по формуле (5.9):



(5.9)

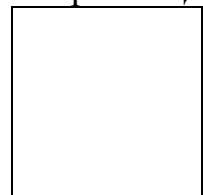


где  $\boxed{\quad}$  - площадь руля высоты (определяется графически по чертежу),  $\text{м}^2$ ;

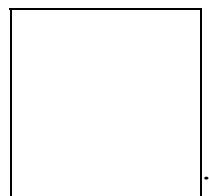


- площадь горизонтального оперения (определяется графически по чертежу),  $\text{м}^2$ .

Формула (5.9) применима для прямого оперения. Для стреловидно-



го оперения надо учесть угол стреловидности  $\boxed{\quad}$ , измеренный по средней кромке руля высоты, т. е.

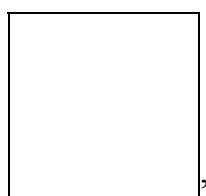


(5.11)

Учитывая большой объем вычислений для определения угла скоса потока у оперения, рассмотрим этот вопрос отдельно.

#### 5.4 Расчет скоса потока у оперения

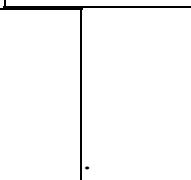
Скос потока у оперения для самолетов нормальной схемы определяется по формуле (5.12):

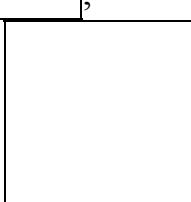


(5.12)

где  - скос потока от крыла;

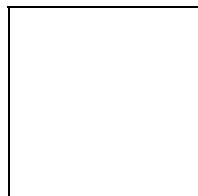
 - скос потока от винта. Для самолетов с ТРД

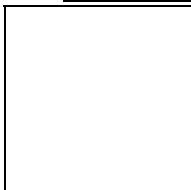
;

 - скос потока от фюзеляжа.

Для определения скоса потока от крыла можно использовать полу-эмпирическую формулу:

$$\boxed{\text{ формула }}, \quad (5.13)$$

где  - удлинение крыла;

 - функция, учитывающая сужение крыла ,

определяется по графику рисунка 5.5;

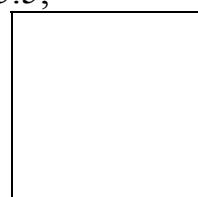
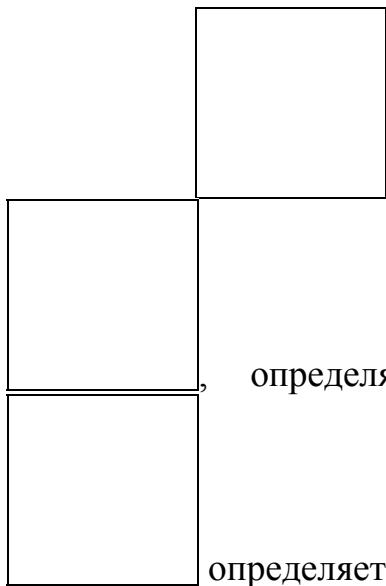


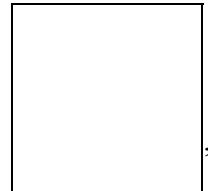
Рисунок 5.5 – График для определения функции



- функция, учитывающая влияние координаты

, определяется по графику рисунка 5.6. Координата

определяется по формуле:



(5.14)

где  $x$  – расстояние от центра тяжести до оси вращения руля высоты, отсчитанное по направлению скорости невозмущенного потока (определяется графически по чертежу);

$l$  – размах крыла, м.

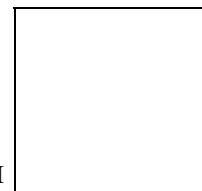


Рисунок 5.6 – График для определения функции

[ ] - функция, учитывающая влияние координаты  
[ ], определяется по графику рисунка 5.7. Координата  
[ ] определяется по формуле:

$$[ ] \quad (5.15)$$

где  $y$  – расстояние от оси вращения руля высоты до центра тяжести, отсчитанное по перпендикуляру к скорости невозмущенного потока (определяется графически по чертежу);



Рисунок 5.7 – График для определения функции [ ]

[ ] - коэффициент подъемной силы, берется из поляры  
или зависимости [ ] для данного угла атаки и числа [ ].

Для определения скоса потока от винта для одномоторного самолета пользуемся формулой

$$\boxed{\quad}, \quad (5.16)$$

а для одномоторного самолета формулой

$$\boxed{\quad}, \quad (5.17)$$

В формулах (5.16) и (5.17) В – коэффициент нагрузки на отметаемую винтом площадь – определяется по формуле

$$\boxed{\quad}, \quad (5.18)$$

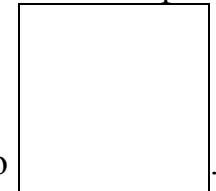
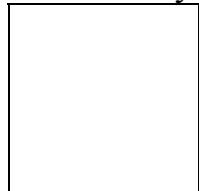
где  $F$  – площадь, отметаемая винтом,  $\text{м}^2$ ;

$N_p$  – потребная мощность на расчетной высоте,  $\text{Вт}$ ;

$\rho$  – плотность воздуха на расчетной высоте,  $\text{кг}/\text{м}^3$ ;

$V$  - скорость на расчетной высоте для ряда значений углов атаки,  $\text{м}/\text{с}$ .

Скос потока от фюзеляжа небольшой, и его можно считать независящим от угла атаки крыла. Если оперение расположено на фюзеляже, то



. Если оперение расположено на киле, то

Расчет углов скоса потока у горизонтального оперения оформляем в виде таблицы 5.2.

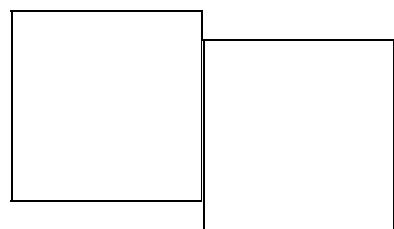
Таблица 5.2 – Расчет углов скоса потока у горизонтального оперения

$\boxed{\quad}$	0	2	4	6	8	10	12	$\boxed{\quad}$
-----------------	---	---	---	---	---	----	----	-----------------

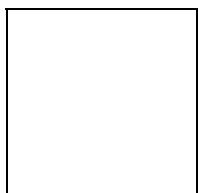
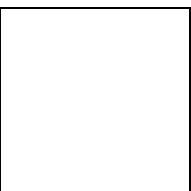
V, м/с							
B							

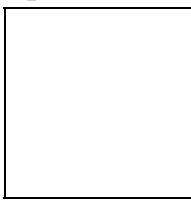
## 5.5 Расчет угла установки стабилизатора

Расчетный случай – полет при наивыгоднейшем угле атаки. Угол установки стабилизатора определяется по формуле (5.19):



$$, \quad (5.19)$$

где  - коэффициент момента без горизонтального оперения берем из таблицы 13 для 

 - отношение производной коэффициента шарнирного момента по углу атаки горизонтального оперения к производной коэффициента шарнирного момента по углу отклонения руля высоты:

$$\boxed{\quad}.$$

(5.20)

где  $k$  – коэффициент торможения скорости потока, рисунок 5.3;

$$\boxed{\quad}$$

- коэффициент статического момента площади горизонтального оперения;

$$\boxed{\quad}$$

- угловой коэффициент зависимости  $\boxed{\quad}$  определяется по графику рисунка 5.4;

$n$  - коэффициент эффективности руля высоты, определяемый по формулам (5.9) и (5.11);

$$\boxed{\quad}$$

- угол атаки для  $\boxed{\quad}$ ;

$$\boxed{\quad}$$

- скос потока для  $\boxed{\quad}$ .

$$\boxed{\quad}$$

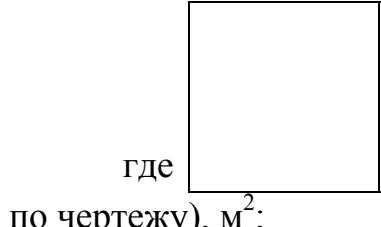
$$\boxed{\quad}$$

Для самолетов с хорошими характеристиками управляемости  $\boxed{\quad}$ .

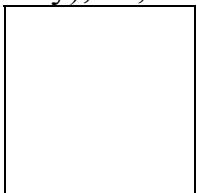
Производная коэффициента шарнирного момента по углу атаки горизонтального оперения определяется по формуле (5.21):

$$\boxed{\quad},$$

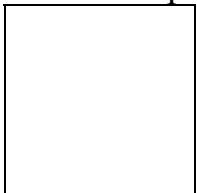
(5.21)



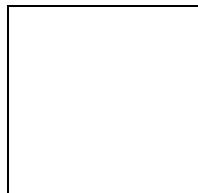
где  $\boxed{\quad}$  - площадь руля высоты (определяется графически по чертежу),  $\text{м}^2$ ;



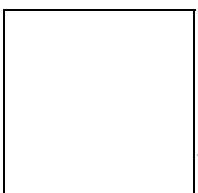
- площадь горизонтального оперения (определяется графически по чертежу),  $\text{м}^2$ ;



- площадь осевой компенсации,  $\text{м}^2$ .



Отношение  $\boxed{\quad}$ . Выходить за указанные пределы не рекомендуется.



Отношение  $\boxed{\quad}$ . Большие значения относятся к самолетам с ТВД, меньшие – с ТРД.

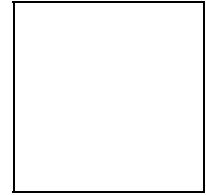
Производная коэффициента шарнирного момента по углу отклонения руля высоты определяется по формуле (5.22):

$$\boxed{\quad} \quad (5.22)$$

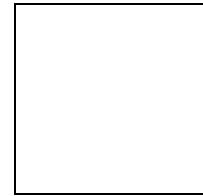
Для стреловидного оперения

$$\boxed{\quad}, \quad (5.23)$$

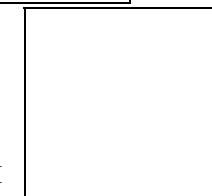
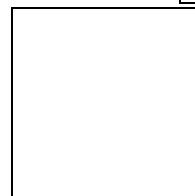
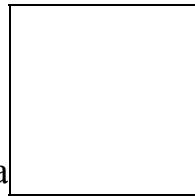
и



(5.24)



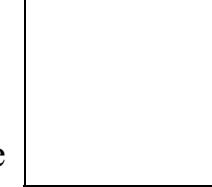
Формулы (5.21) и (5.22) справедливы для чисел



околозвуковых скоростей полета

и

весьма сильно изменяются при незначительном изменении числа М. Един-



ственным надежным способом их определения в диапазоне

является эксперимент. Все величины, необходимые для расчета зависи-



сти

, получены. Расчет указанной таблицы оформляем в виде

таблицы 5.3.

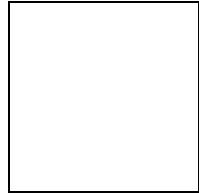


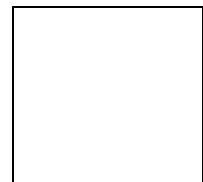
Таблица 5.3 – Расчет коэффициента момента

Угол отклонения руля высоты, $\delta^\circ$	$\alpha^\circ$	0	2	4	6	8	10	12
10	C							
5	C							
0	C							
-5	C							
-10	C							

Величина С в данной таблице определяется в градусах по формуле

$$\boxed{\quad}$$

(5.25)



По данным таблицы строим график зависимости  $\boxed{\quad}$  на

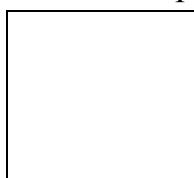
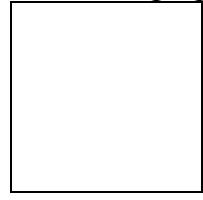


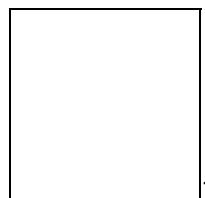
график зависимости  $\boxed{\quad}$ . Примерный вид графика показан на рисунке 5.2.

## 5.6 Построение балансировочной кривой

Балансировочной кривой называется график зависимости угла от-

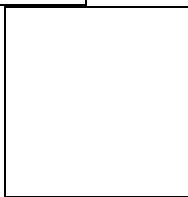


клонения руля высоты от угла атаки [redacted]. Условием балансировки самолета при данном угле атаки является равенство нулю коэффициента момента самолета

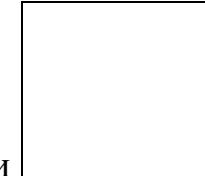


(5.26)

Балансировочную кривую строим графически. Для этого на графики [redacted] и [redacted] наносим зеркальное относительно оси абс-



цисс отражение кривой [redacted], рисунок 5.2. Углы атаки, соответств-



вующие точкам пересечения кривых [redacted] и [redacted], называют-  
ся балансировочными. Примерный вид балансировочной кривой показан  
на рисунке 5.8.

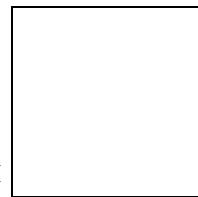
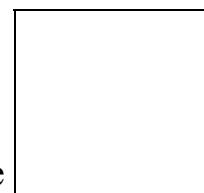


Рисунок 5.8 – Балансировочная кривая [redacted]

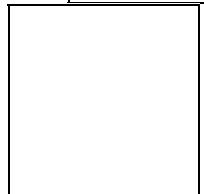
## 5.7 Расчет шарнирного момента руля высоты и усилия на ручке управления

Шарнирным моментом называется момент аэродинамических сил относительно оси вращения руля высоты. Расчет шарнирного момента производится по формуле (5.27):

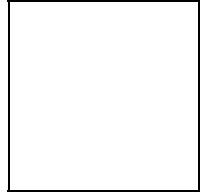
$$\boxed{\quad}, \quad (5.27)$$



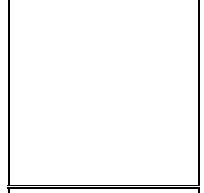
где  $\boxed{\quad}$  - коэффициент шарнирного момента;



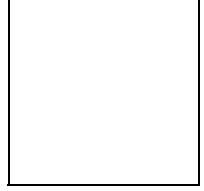
$\boxed{\quad}$  - площадь руля высоты (определяется графически по чертежу),  $\text{м}^2$ ;



$\boxed{\quad}$  - средняя хорда руля высоты (определяется графически по чертежу), м;



$\boxed{\quad}$  - плотность воздуха на расчетной высоте,  $\text{кг}/\text{м}^3$ ;



$\boxed{\quad}$  - скорость потока у горизонтального оперения.

Коэффициент шарнирного момента определяется по формуле (5.28):

$$\boxed{\quad},$$

(5.28)

$$\boxed{\quad}$$

где  $\boxed{\quad}$  - производная коэффициента шарнирного момента по углу атаки горизонтального оперения;

$$\boxed{\quad}$$

$\boxed{\quad}$  - производная коэффициента шарнирного момента по углу отклонения руля высоты;

$$\boxed{\quad}$$

$\boxed{\quad}$  - угол атаки горизонтального оперения, град;

$$\boxed{\quad}$$

$\boxed{\quad}$  - угол отклонения руля высоты, определяется по балансировочной кривой, град.

$$\boxed{\quad}$$

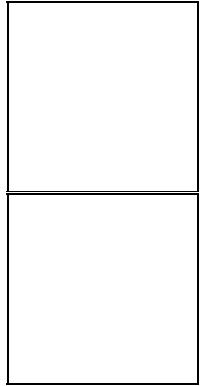
Угол атаки горизонтального оперения  $\boxed{\quad}$  определяется по формуле (5.29):

$$\boxed{\quad},$$

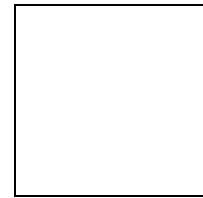
(5.29)

$$\boxed{\quad}$$

где  $\boxed{\quad}$  - угол атаки крыла (задаемся), град;

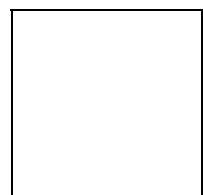


- угол установки стабилизатора (формула (5.19)), град;
- скос потока у оперения (таблица 5.2).

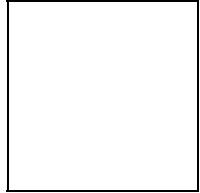


Скорость потока у горизонтального оперения  $\boxed{\quad}$  определяется по формуле (5.30):

$$\boxed{\quad} \quad (5.30)$$



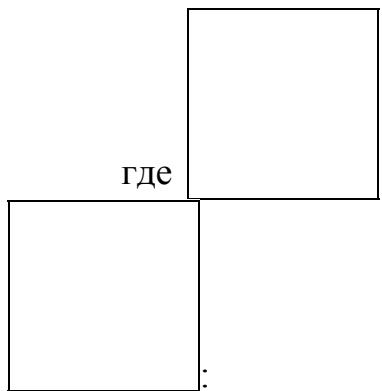
где  $\boxed{\quad}$  - коэффициент торможения скорости потока, определяется по графику рисунка 5.3;



- скорость полета самолета, м/с.

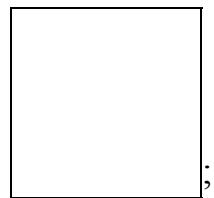
Расчет усилия на ручке управления производится по формуле (5.31):

$$\boxed{\quad} \quad (5.31)$$



где

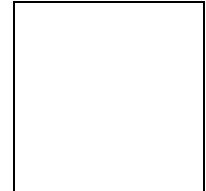
- коэффициент передачи от руля высоты к ручке,



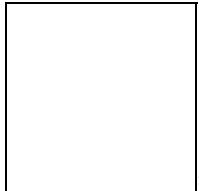
Расчет шарнирного момента руля высоты и усилия на ручке управления оформляем в виде таблицы 5.4.

Таблица 5.4 - Расчет шарнирного момента руля высоты и усилия на ручке управления

$\alpha^\circ$	0	2	4	6	8	10	12	
$\delta^\circ$								
P								



По данным таблицы строим график зависимостей  , ри-



сунок 5.9, и  , рисунок 5.10.

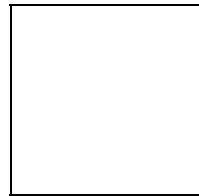
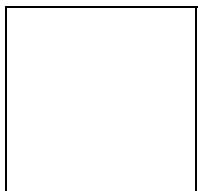
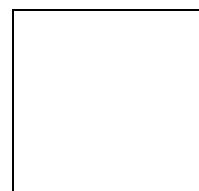


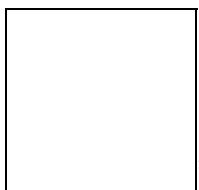
Рисунок 5.9 – Зависимость шарнирного момента от угла атаки



находим градиент



. Если



, в систему управления вводим гидроусилители.

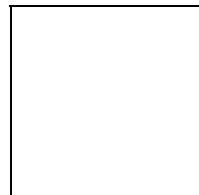


Рисунок 5.10 – Зависимость усилия на ручке управления от скоро-  
сти

## 5.8 Расчет степени продольной статической устойчивости и предельных центровок самолета

Степень продольной статической устойчивости по перегрузке опре-  
деляется по формуле (5.32):

$$\boxed{\quad},$$

(5.32)

A diagram showing two rectangles side-by-side. The left rectangle is taller and positioned above the right one. A horizontal line connects their top edges.

где

- координата фокуса самолета;

A diagram showing two rectangles side-by-side. The left rectangle is taller and positioned below the right one. A horizontal line connects their bottom edges.

- координата центра тяжести самолета.

Координата фокуса самолета определяется по формуле (5.33):

$$\boxed{\quad},$$

(5.33)

A diagram showing two rectangles side-by-side. The left rectangle is taller and positioned above the right one. A horizontal line connects their top edges.

где

- координата фокуса профиля без горизонтального

оперения;

A diagram showing a single rectangle.

- коэффициент торможения скорости потока, определяется по графику рисунка 5.3;

A diagram showing a single rectangle.

- коэффициент статического момента площади горизонтального оперения;

A diagram showing a single rectangle.

- угловой коэффициент зависимости

$$\boxed{\quad};$$

а - угловой коэффициент зависимости

$$\boxed{ };$$

$$\boxed{ }$$

- удлинение крыла;

- функции, влияющие на скос потока:

$$\boxed{ }.$$

(5.34)

Нейтральной центровкой называется такое положение центра тяже-

$$\boxed{ }$$

сти, при котором

$$\boxed{ }.$$

(5.35)

Предельной задней центровкой называется такое положение центра тяжести, при котором самолет имеет определенный запас устойчивости

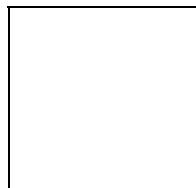
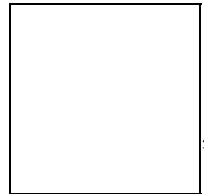
$$\boxed{ }$$

. Следовательно,

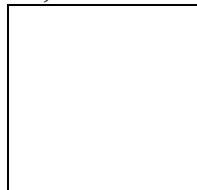
$$\boxed{ }.$$

(5.36)

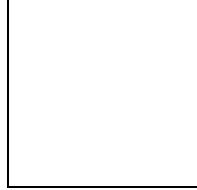
Предельной передней центровкой называется такое положение центра тяжести , при котором еще возможна балансировка самолета при полном отклонении руля высоты. Расчетным случаем является посадка самолета . Расчет производится по формуле (5.37):



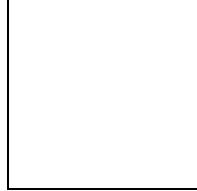
где  $X_c$  - координата фокуса самолета без горизонтального оперения;



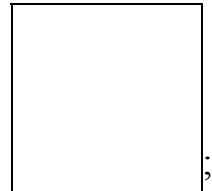
$C_d$  - коэффициент торможения скорости потока, определяется по графику рисунка 5.3;



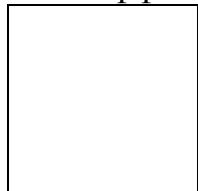
$C_m$  - коэффициент статического момента площади горизонтального оперения;



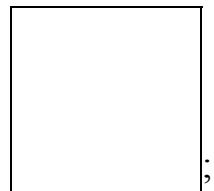
$C_p$  - угловой коэффициент зависимости



$n$  - коэффициент эффективности руля высоты;



$\alpha_{max}$  - предельный угол отклонения руля высоты при посадке, град:



[ ] - посадочный угол атаки, град;  
[ ] - угол установки горизонтального оперения, град;  
[ ] - угол скоса потока при [ ];  
[ ] - коэффициент момента самолета без горизонтального  
оперения при [ ];  
[ ] - коэффициент подъемной силы при посадке.

Коэффициент момента самолета без горизонтального оперения при  
[ ] определяется по формуле

$$[ ] \quad (5.38)$$

Определив предельные центровки , наносим их и координату  
[ ] на среднюю аэродинамическую хорду, рисунок 5.11.

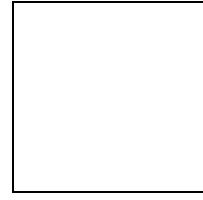
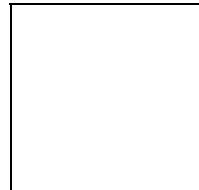
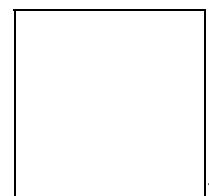
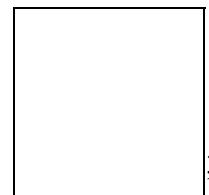
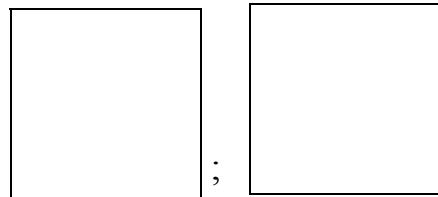


Рисунок 5.11 – Пределевые центровки самолета



Разность [ ] называется диапазоном эксплуатационных центровок.

Для самолетов обычной схемы в среднем



## 6 Вопросы для самопроверки

6.1 Дайте классификацию силам, действующим на летательный аппарат в полете.

6.2 Дайте определения: инерциальная система координат, земная, стартовая, нормальная, скоростная, связанная системы координат.

6.3 Какая система координат определена на рисунке 6.1:

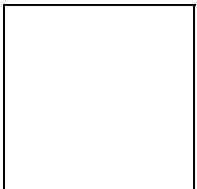


Рисунок 6.1 – Определение системы координат

6.4 Дайте определения углу рысканья и углу скольжения.

6.5 Что означает термин «тело переменного состава»?

6.6 Укажите на рисунке 6.2 угол атаки и угол наклона траектории к горизонту, и дайте им определения:

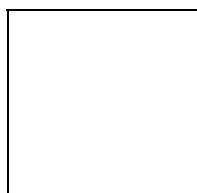


Рисунок 6.2 – Определение угла атаки и угла наклона траектории к горизонту

6.7 Дайте определение тяговооруженности и запишите ее формулу.

6.8 Дайте определения «геометрическая высота полета», «истинная высота полета».

6.9 Каким законом определяется изменение давления с высотой. Запишите математически этот закон изменения.

6.10 Назовите термодинамические параметры атмосферы.

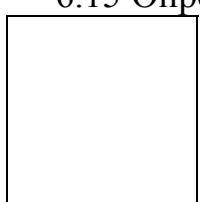
6.11 Что является аэродинамическими характеристиками самолета?

6.12 Запишите составляющие вектора аэродинамической силы.

6.13 Дайте определение «поляра самолета».

6.14 Запишите зависимость поляры первого рода.

6.15 Определите максимальное аэродинамическое качество из условия



6.16 В чем заключается физический смысл аэродинамического качества?

- 6.17 Дайте определение удельному расходу топлива.  
6.18 Что входит в задачу аэродинамического расчета?  
6.19 Что является условием установившегося полета?  
6.20 Запишите уравнения прямолинейного установившегося движения в вертикальной плоскости без крена и тангажа.

6.21 Данна формула в установившемся полете . Какое условие должно выполняться для набора высоты, снижения высоты, горизонтального полета? Почему?

6.22 Запишите формулу скорости, потребной для полета на высоте

Н, при заданном значении .

6.23 Дайте определения «теоретический потолок», «практический потолок».

6.24 Что называется диапазоном скоростей горизонтального полета?

6.25 Какие летные ограничения учитывают при построении области высот и скоростей установившегося горизонтального полета?

6.26 Дайте определение «скороподъемность».

6.27 Какая скорость называется наивыгоднейшей скоростью набора высоты?

6.28 Что называется барограммой подъема?

6.29 Дайте определение «планирование».

6.30 Запишите формулу горизонтальной и вертикальной составляющей скорости планирования.

6.31 Укажите на диаграмме потребных и располагаемых тяг, рисунок 6.3, режимы максимальной, крейсерской, наивыгоднейшей, минимальной скоростей; укажите границу перехода первого режима ко второму; режим минимальной потребной тяги. Дайте определения найденным характерным точкам на диаграмме.

Рисунок 6.3 – Определение характерных точек

6.32 Укажите на поляре планирования, рисунок 6.4, минимальный угол наклона траектории полета, минимальную вертикальной составляющей скорости планирования, наивыгоднейший угол атаки, область первых и вторых режимов:

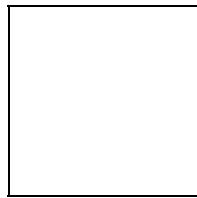


Рисунок 6.4 – Определение характерных точек на поляре планирования

6.33 Дайте определения « дальность полета », « продолжительность полета », « техническая дальность полета », « практическая дальность полета ».

6.34 Что называется километровым расходом топлива?

6.35 Что называется часовым расходом топлива?

6.36 Из каких составляющих складывается полная дальность полета?

6.37 Запишите выражения для определения дальности и продолжительности полета в общем виде.

6.38 Запишите формулы для определения километрового и часового расходов топлива для самолетов с ТРД и ТВД.

6.39 Из каких участков складывается взлетная дистанция самолета? Охарактеризуйте участок разбега.

6.40 Какая скорость называется скоростью отрыва? Напишите формулу. Охарактеризуйте участок подъема.

6.41 Напишите формулу для определения длины участка подъема.

6.42 Охарактеризуйте режим посадки.

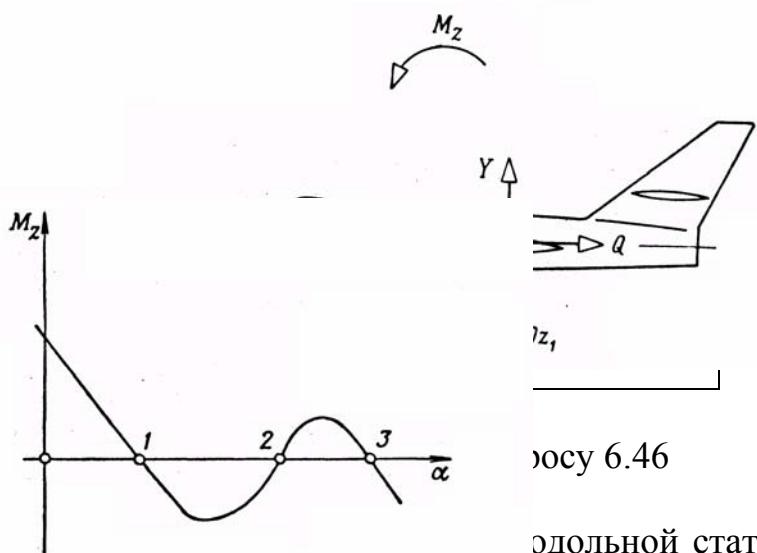
6.43 Какая скорость называется посадочной скоростью самолета? Запишите формулу определения посадочной скорости.

6.44 Дайте определения: « управляемость летательного аппарата », « маневренность ».

6.45 Дайте определение понятию « устойчивость ».

6.46 На рисунке 6.5 а, показана модель летательного аппарата, закрепленная по поперечной оси OZ, обдуваемая в аэродинамической трубе потоком с постоянной скоростью V. На рисунке 6.5 б, показана зависимость момента  $M_z$  от угла атаки. Укажите, каким балансировочным точкам соответствует устойчивое положение, а каким нет? Объясните почему?

a)



рису 6.46

одольной статической устойчивости по

в.40 Дайте определение «шарнирный момент»?

6.49 Назовите типы аэродинамических компенсаций рулевых поверхностей.

6.50 Дайте определение «фокус крыла».

## **Список использованных источников**

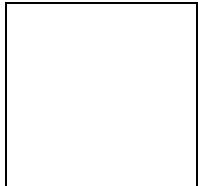
- 1 А. Ф. Бочкирев, В. В. Андреевский. Аэромеханика самолета. - М.: Машиностроение, 1985.
- 2 В. Г. Браги. Аэродинамика и динамика поета неманевренных самолетов. - М.: Военное издательство, 1983.
- 3 Б. Т. Горощенко Динамика полета самолета. - М.: Оборонгиз, 1954.
- 4 А. А. Лебедев, И. В. Стражева, Г. И. Сахаров. Аэромеханика самолета. - М.: Оборонгиз, 1955.
- 5 А. К. Мартынов. Практическая аэродинамика. - М.: Наука, 1972.
- 6 А. П. Мельников, С. И. Околович. Краткий курс аэродинамики самолета. - ЛКВВИА, 1952.
- 7 И. В. Остославский. Аэродинамика самолета. - М.: Оборонгиз, 1957.
- 8 И. В. Остославский, В. М. Титов. Аэродинамический расчет самолета. - М.: Оборонгиз, 1947.
- 9 И. В. Остославский, Г.С. Калачев. Продольная устойчивость и управляемость самолета: - М.: Оборонгиз, 1951.
- 10 И. В. Остославский, И. В. Стражева. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов: - Машиностроение, 1965.

## **Приложение А (Обязательное) Подбор винта**

У самолетов с ТВД и ПД движителем служит воздушный винт. Как правило, винт для каждого самолета проектируется специально.

При выполнении курсовой работы необходимо подобрать винт ,имеющий наибольший к. п. д. при полете на расчетных скорости , высоте и при заданном числе оборотов. Для ТВД число оборотов принимаем равным 1050 об/мин. Подбор винта ведется в два этапа.

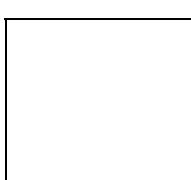
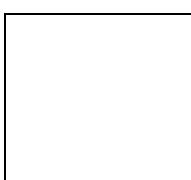
На первом этапе, задаваясь несколькими диаметрами винта по характеристикам, рисунок А.1, находим к. п. д. винта. Выбираем винт с максимальным к.п.д. Характеристики винта даются обычно в виде кривых за-

висимости коэффициента мощности винта  от режима работы

винта  для различных углов установки лопастей винта

 Угол установки лопастей винта определяется для условного радиуса  $r = 0,75R$  (где R - полный радиус винта).

Рисунок А.1 – Характеристики винта

Значения коэффициентов  и  определяется по формулам:

$$,$$

(A.1)

$$,$$

(A.2)

где  $V$  - скорость полета на расчетной высоте, м/с;

$$-$$

- плотность на расчетной высоте, кг/м<sup>3</sup>;

$$-$$

- число оборотов винта в секунду;

$N$  - мощность на валу винта на расчетной высоте

$$-$$

(для ТВД

$$-$$

), Вт;

$$-$$

- эквивалентная мощность на расчетных высоте и ско-

рости полета определяется по высотно-скоростным характеристикам

$$-$$

(см. рисунок 2.3) и заданной

$$-$$

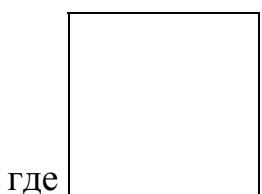
Расчеты первого этапа оформляем в виде таблицы А.1.

Таблица А.1 - Подбор винта (первое приближение).

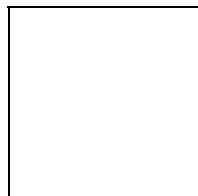
Расчетные величины	Диаметры винта				
	$D_3=D_1-0,6 \text{ м}$	$D_2=D_1-0,3 \text{ м}$	$D_1$ - исходный диаметр винта	$D_4=D_1+0,3 \text{ м}$	$D_5=D_4+0,6 \text{ м}$

На втором этапе выполняется уточненный подбор винта с учетом влияния сжимаемости и взаимного влияния винта и самолета. Уточненный к. п. д. винта определяем по формуле:

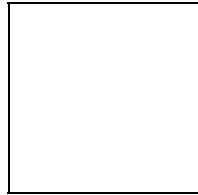
$$\boxed{\quad}, \quad (\text{A.3})$$



где  $\boxed{\quad}$  - К.П.Д. винта первого приближения;

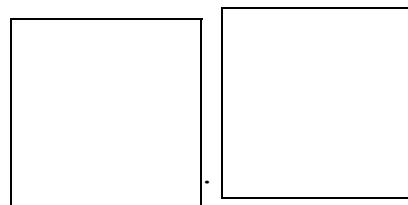


- поправка на взаимное влияние винта и гондолы двигателя;



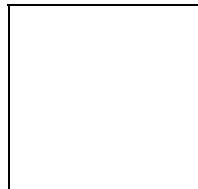
- поправка на сжимаемость воздуха.

С достаточной степенью точности можно принять



Последовательность уточненного подбора винта такова:

1) по данным таблицы А.1 выбираем, три диаметра винта: диаметр,

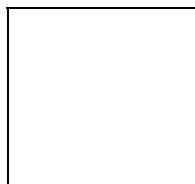
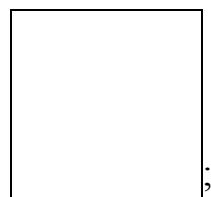


соответствующий - первого приближения, и два – смежных с ним, т. е.

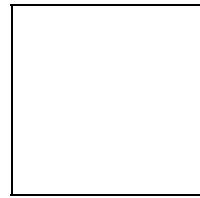


м;

2) для каждого из них по характеристикам рисунка А.1 определяем



3) находим угол притекания струи по формуле:



(A.4)

или по графику рисунка А.2;

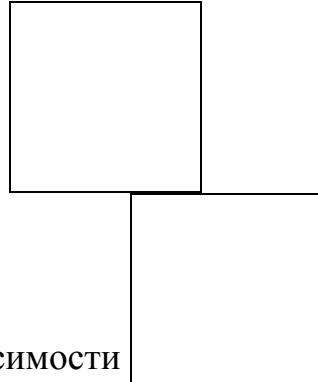
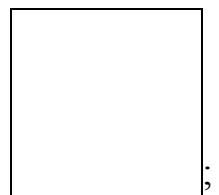


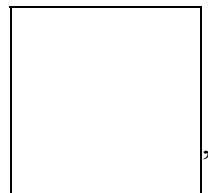
Рисунок А.2 – График зависимости

4) определяем геометрический угол атаки  $\alpha_r$  по формуле:



(A.5)

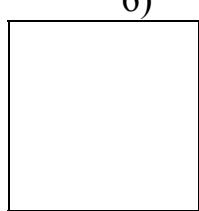
5) определяем число  $M_R$  по формуле:



(A.6)

где  $M_{\text{расч}}$  – число  $M$  полета на заданной высоте и скорости;

6) определяем по графику рисунка А.3 коэффициент



$(\alpha_r, M)$ ;

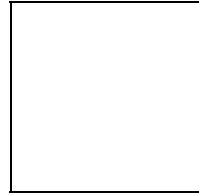
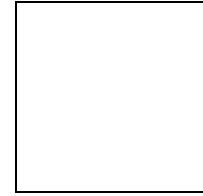
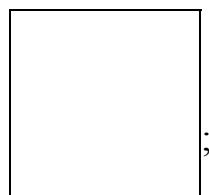


Рисунок А.3 – График для определения коэффициента  $K_\beta$

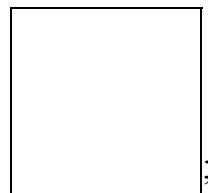


7) определяем расчетный коэффициент мощности по формуле:



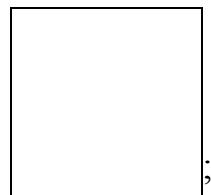
(A.7)

8) определяем по характеристикам рисунка А.1 расчетный угол установки:

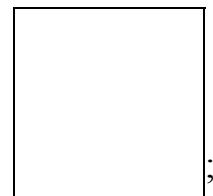


(A.8)

9) определяем по характеристикам рисунка А.1 к.п.д. винта:



10) определяем расчетный геометрический угол атаки по формуле:



(A.9)

11) определяем по графику рисунка А.4 коэффициент:

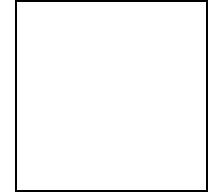
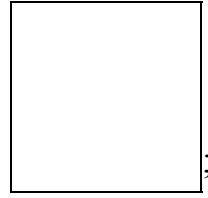
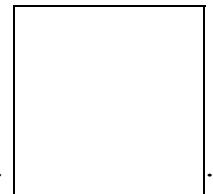


Рисунок А.4 – График для определения коэффициента  $K_{\eta_m}$



12) по формуле (А.3) определяем расчетный к.п.д.

Расчет оформляется в виде таблицы А.1 и выбираем винт с максимальным к.п.д.

Таблица А.1 - Уточненный подбор винта

Расчетные величины		Диаметр винта		
		$D_2=D_1-0,3$ м	$D_1$ (диаметр первого приближения)	$D_3=D_1+0,3$ м
1	2	3	4	

### Продолжение таблицы А.1


## Приложение Б (Справочное)

Таблица Б.1 - Международная стандартная атмосфера

Геомет- риче- ская вы- сота $H$ , м	Баромет- рическое давле- ние	Плот- ность		Темпера- тура, К	Вязкость кинема- тическая $\nu$ , м <sup>2</sup> /с	Ско- рость звука $a$ , м/с
1	2	3	4	5	6	7
- 500	107220,61	1,285	1,0489	291,42	$1,389 \cdot 10^{-5}$	342,1
0	101080	1,225	1,0000	288,15	$1,441 \cdot 10^{-5}$	340,2
500	95228	1,167	0,9528	284,90	$1,496 \cdot 10^{-5}$	338,3
1000	89652,64	1,112	0,9074	281,65	$1,554 \cdot 10^{-5}$	336,4
1500	84344,61	1,0584	0,8637	278,40	$1,615 \cdot 10^{-5}$	334,4
2000	79294,6	1,00688	0,8216	275,14	$1,679 \cdot 10^{-5}$	332,5
2500	74491,97	0,957	0,7810	271,89	$1,747 \cdot 10^{-5}$	330,5
3000	69927,41	0,909	0,7420	268,64	$1,818 \cdot 10^{-5}$	328,5
3500	65592,94	0,863	0,7046	265,38	$1,893 \cdot 10^{-5}$	326,5
4000	61477,92	0,819	0,6686	262,13	$1,972 \cdot 10^{-5}$	324,5
4500	57574,37	0,777	0,6339	258,88	$1,056 \cdot 10^{-5}$	322,5
5000	53874,31	0,736	0,6008	255,63	$2,145 \cdot 10^{-5}$	320,5
5500	50368,43	0,697	0,5689	252,38	$2,238 \cdot 10^{-5}$	318,4
6000	47050,08	0,659	0,5384	249,13	$2,338 \cdot 10^{-5}$	316,3
6500	43911,28	0,623	0,5091	245,88	$1,443 \cdot 10^{-5}$	314,3
7000	40944,05	0,589	0,4811	242,63	$2,554 \cdot 10^{-5}$	312,2
7500	38141,74	0,556	0,4542	239,38	$2,673 \cdot 10^{-5}$	310,1

8000	35496,37	0,525	0,4285	236,14	$2,799 \cdot 10^{-5}$	308,0
------	----------	-------	--------	--------	-----------------------	-------

Продолжение таблицы Б.1

Геометрическая высота H, м	Барометрическое давление , Па	Плотность	Температура, К	Вязкость кинематическая $\nu$ , $\text{м}^2/\text{с}$	Скорость звука a, $\text{м}/\text{с}$	
		, $\text{кг}/\text{м}^3$				
1	2	3	4	5	6	7
8500	33001,29	0,495	0,4040	232,89	$2,933 \cdot 10^{-5}$	305,9
9000	30651,18	0,466	0,3805	229,64	$3,075 \cdot 10^{-5}$	303,7
9500	30830,73	0,438	0,3581	226,40	$3,227 \cdot 10^{-5}$	301,6
10000	26355,28	0,412	0,3367	223,15	$3,388 \cdot 10^{-5}$	299,4
10500	24397,52	0,387	0,3163	219,90	$3,561 \cdot 10^{-5}$	297,2
11000	22560,79	0,363	0,2969	216,66	$3,746 \cdot 10^{-5}$	295,0
11500	20849,08	0,336	0,27438	216,66	$4,053 \cdot 10^{-5}$	295,0
12000	19267,71	0,310	0,25357	216,66	$4,386 \cdot 10^{-5}$	295,0
12500	17806,04	0,287	0,23434	216,66	$4,746 \cdot 10^{-5}$	295,0
13000	16454,76	0,265	0,21656	216,66	$5,136 \cdot 10^{-5}$	295,0
13500	15207,22	0,245	0,20013	216,66	$5,557 \cdot 10^{-5}$	295,0
14000	14054,11	0,227	0,18495	0,43006	$6,013 \cdot 10^{-5}$	295,0
14500	12990	0,209	0,17092	0,41342	$6,507 \cdot 10^{-5}$	295,0
15000	12000	0,194	0,15795	0,39743	$7,041 \cdot 10^{-5}$	295,0
15500	11090	0,179	0,14597	0,38206	$7,619 \cdot 10^{-5}$	295,0
16000	10250	0,165	0,13490	0,36729	$8,244 \cdot 10^{-5}$	295,0
16500	9472	0,153	0,12466	0,35307	$8,921 \cdot 10^{-5}$	295,0
17000	8754	0,141	0,11521	0,33943	$9,653 \cdot 10^{-5}$	295,0

17500	8090	0,13	0,10647	0,32630	$1,044 \cdot 10^{-4}$	295,0
18000	7476	0,121	0,09839	0,31368	$1,130 \cdot 10^{-4}$	295,0

## Приложение В (Справочное)

Таблица В1 – Необходимые исходные данные для выполнения курсовой работы

	Название	Обозна- чение	Величина	Размер- ность
1	Общий вид самолета	Ан - 124	Формат А3	-
2	Тип силовой установки	ТРДД		-
3	Число двигателей			-
4	Статическая тяга у земли (для ТРД)			(Н)
5	Эквивалентная мощность у земли (для ТВД и ПД)			(Вт)
6	Взлетная мощность			(Вт)
7	Размах крыла			м
8	Относительная толщина крыла			-
9	Площадь крыла			м <sup>2</sup>
10	Взлетная масса самолета			кг
11	Угол нулевой подъемной силы крыла			град
12	Расчетная высота			м

13	Крейсерская скорость			м/с
14	Координата центра тяжести самолета, отсчитанная от носка САХ			-
15	Координата фокуса профиля			-
16	Коэффициент момента профиля при			-

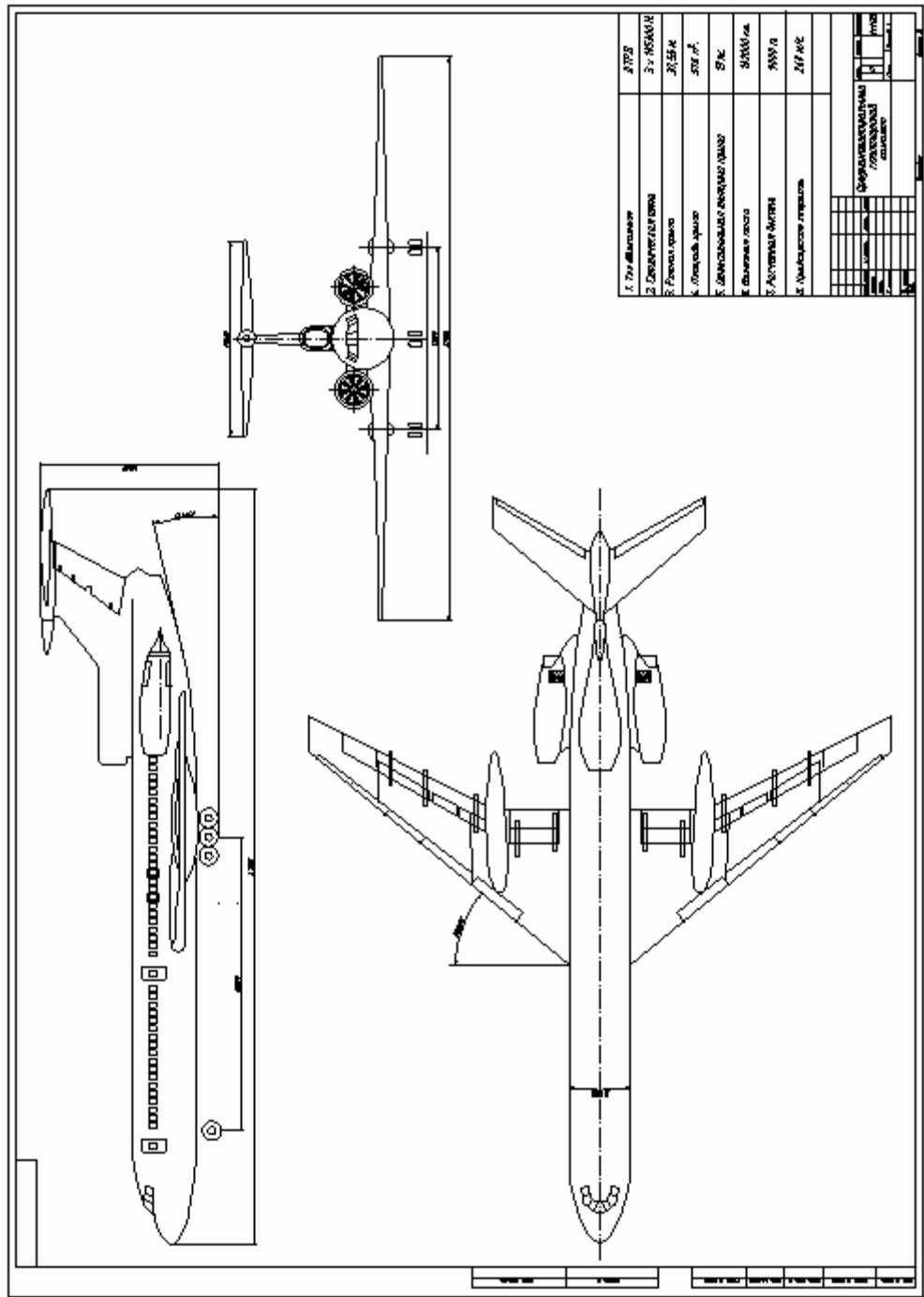


Рисунок В.1 – Общий вид самолета ТУ – 154

## Приложение Г (Справочное)

Таблица Г.1 – Основные характеристики некоторых авиационных профилей

Профиль	М				
			, град		
1	2	3	4	5	6
NACA 23009	0,2	5,90	-1	0,012	0,228
	0,3	6,27	-1	0,012	0,228
	0,4	6,75	-1	0,012	0,226
	0,5	7,40	-1	0,012	0,220
	0,6	8,33	-1	0,014	0,210
	0,7	9,85	-1	0,015	0,200
	0,8	10,45	-1	0,029	0,256
	0,82	9,10	-1	0,040	0,320
NACA 23012	0,2	5,95	-1	0,007	0,220
	0,3	6,3	-1	0,006	0,220
	0,4	6,7	-1	0,006	0,220
	0,5	7,0	-1	0,005	0,224
	0,6	7,42	-1	0,005	0,225
	0,7	7,95	-1	0,006	0,222
	0,75	7,95	-1,2	0,007	0,240
	0,8	6,40	-1,7	0,015	0,302
	0,82	5,65	-2	0,032	0,308

Продолжение таблицы Г.1

Профиль	M				
			, град		
1	2	3	4	5	6
NACA 2412	0,2	5,85	-2	0,05	0,215
	0,3	6,30	-2	0,05	0,215
	0,4	6,83	-1,9	0,05	0,215
	0,5	7,40	-1,8	0,053	0,215
	0,6	8,55	-1,7	0,06	0,212
	0,7	10,65	-1,6	0,065	0,210
	0,75	11,45	-1,4	0,07	0,236
	0,8	9,40	-1,2	0,075	0,326
	0,82	8,70	-1,1	0,075	0,310
NACA 4412	0,2	6,10	-4	0,095	0,225
	0,3	6,30	-4	0,1	0,225
	0,4	6,40	-3,9	0,1	0,22
	0,5	6,67	-3,8	0,107	0,217
	0,6	6,85	-3,7	0,116	0,21
	0,7	7,85	-3,6	0,125	0,22
	0,75	8,10	-3,5	0,129	0,28
	0,8	7,00	-2,8	0,14	0,39
Кларк УН - 13	0,2	5,47	-2	0,028	0,21
	0,3	5,55	-2	0,027	0,212
	0,4	5,78	-2	0,03	0,212
	0,5	6,20	-2	0,032	0,211
	0,6	7,00	-2	0,035	0,205
	0,7	8,45	-2	0,044	0,205
	0,75	8,90	-2	0,053	0,224
	0,8	7,10	-1,9	0,055	0,312
	0,82	5,65	-1,8	0,05	0,445

Продолжение таблицы Г.1

Профиль	M				
1	2	3	4	5	6
NACA 23015	0,2	5,42	-0,9	0,002	0,216
	0,3	5,80	-0,9	0,002	0,220
	0,4	6,18	-0,9	0,002	0,218
	0,5	6,71	-0,9	0,0035	0,208
	0,6	7,12	-0,9	0,007	0,182
	0,7	8,40	-0,9	0,006	0,193
	0,74	8,90	-1	0,011	0,238
	0,78	7,15	-1,5	0,018	0,380

**Приложение Д**  
**(Справочное)**

**Координаты и геометрия профилей прилагаемых в приложении Г**

Таблица Д.1 – Координаты профилей NACA - 23, %

	NACA - 23009		NACA - 23012		NACA - 23015	
0,0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
1,25	2,04	-0,91	2,67	-1,23	3,34	-1,54
2,5	2,83	-1,19	3,61	-1,71	4,44	-2,25
5,0	3,93	-1,44	4,91	-2,26	5,89	-3,04
7,5	4,70	-1,63	5,80	-2,61	6,90	-3,61
10,0	5,25	-1,79	6,43	-2,92	7,64	-4,09
15,0	5,85	-2,17	7,19	-3,50	8,52	-4,84
20,0	6,05	-2,55	7,50	-3,97	8,92	-5,41
25,0	6,11	-2,80	7,60	-4,28	9,08	-5,78
30,0	6,05	-2,96	7,55	-4,46	9,05	-5,96
40,0	5,69	-3,03	7,14	-4,48	8,59	-5,92
50,0	5,09	-2,86	6,41	-4,17	7,74	-5,50
60,0	4,32	-2,53	5,47	-3,67	6,61	-4,81
70,0	3,42	-2,08	4,36	-3,00	5,25	-3,91
80,0	2,41	-1,51	3,08	-2,16	3,73	-2,83
90,0	1,31	-0,86	1,68	-1,23	2,04	-1,59
95,0	0,72	-0,50	0,92	-0,70	1,12	-0,90
100,0	0,10	-0,10	0,13	-0,13	0,16	-0,16

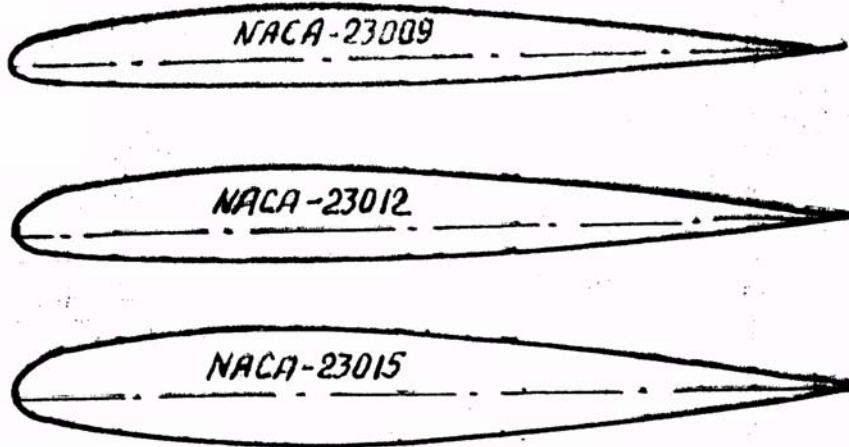


Рисунок Д.1 – Геометрия профилей серии NACA - 23

Таблица Д.2 – Координаты профилей NACA - 2412, NACA – 4412, NACA - Кларк УН – 13, %

	NACA - 2412		NACA - 4412		Кларк УН – 13	
1	2	3	4	5	6	7
0,0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
0,5	-	-	-	-	-	-
1,25	2,15	-1,65	2,44	-1,43	2,09	-1,51
2,5	2,99	-2,27	3,39	-1,95	3,10	-1,99
5,0	4,13	-3,01	4,73	-2,49	4,58	-2,51
7,5	4,96	-3,46	5,76	-2,74	5,62	-2,81
10,0	5,63	-3,75	6,59	-2,86	6,42	-3,03
15,0	6,61	-4,10	7,89	-2,88	7,57	-3,24
20,0	7,26	-4,23	8,80	-2,74	8,33	-3,24
25,0	7,67	-4,22	9,41	-2,50	8,73	-3,20
30,0	7,88	-4,12	9,76	-2,26	8,86	-3,14

Продолжение таблицы Д.2

	NACA - 2412		NACA - 4412		Кларк УН – 12	
	1	2	3	4	5	6
40,0	7,80	-3,80	9,80	-1,80	8,65	-2,99
50,0	7,24	-3,34	9,19	-1,40	7,93	-2,84
60,0	6,36	-2,76	8,14	-1,00	6,73	-2,69
70,0	5,18	-2,14	6,69	-0,65	5,08	-2,42
80,0	3,75	-1,50	4,89	-0,39	3,38	-1,98
90,0	2,08	-0,82	2,71	-0,22	1,72	-1,21
95,0	1,14	-0,48	1,47	-0,16	0,90	-0,69
100,0	0,13	-0,13	0,13	-0,13	0,07	-0,07

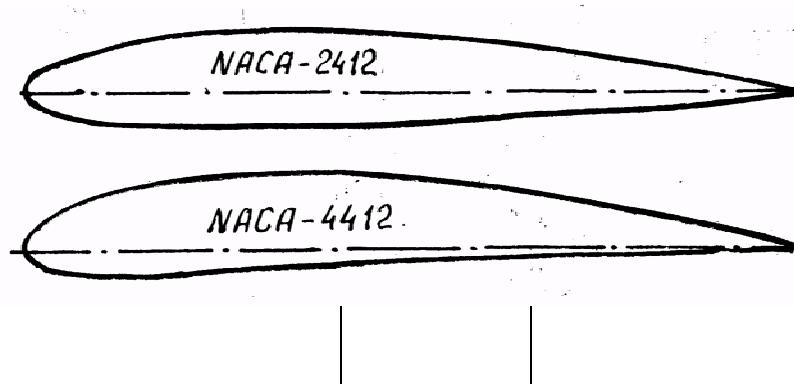


Рисунок Д.2 – Геометрия профилей серии NACA - 2412, NACA – 4412, NACA - Кларк УН – 12

## Приложение Е (Справочное)

### Пример построения поляр, выполненный в MathCad

Ниже приводится пример расчета и построение поляр для самолета Ту – 154, выполненный в MathCad.

#### Исходные данные

$V_{krs} := 263.888 \text{ м/с}$	Крейсерская скорость
$a_h := 303.4 \text{ м/с}$	Скорость звука на расчетной высоте
$S := 202$	Площадь крыла, $\text{м}^2$
$l := 37.55 \text{ м}$	Размах крыла
$\nu_h := 3.075 \cdot 10^{-5}$	Вязкость кинематическая
$c_{otn} := 0.13$	Относительная толщина крыла
$S_{kr\_fuz} := 28.891$	Площадь подфюзеляжной части крыла, $\text{м}^2$
$L_{fn} := 4.25 \text{ м}$	Длина носовой части фюзеляжа
$L_f := 42.55 \text{ м}$	Длина фюзеляжа
$S_{mid} := 40$	Площадь миделя фюзеляжа, $\text{м}^2$
$b_0 := 10.627 \text{ м}$	Корневая хорда крыла
$b_k := 2.128 \text{ м}$	Концевая хорда крыла
$\chi := \frac{\pi}{5.143}$	Угол стреловидности, рад
$\alpha_0 := -0.2$	Угол нулевой подъемной силы, рад

#### Расчетная скорость, м/с

$$V_{ras} := V_{krs} \cdot 0.819$$

$$V_{ras} = 216.124 \text{ м/с}$$

#### Расчетное число Maxa

$$M_{krs} := \frac{V_{krs}}{a_h}$$

$$M_{ras} := M_{krs} \cdot 0.819$$

$$M_{ras} = 0.712$$

Эквивалентная хорда крыла, м

$$b_{eqv} := \frac{S}{l}$$

$$b_{eqv} = 5.379 \text{ м}$$

Определение минимального коэффициента лобового сопротивления крыла

$$Re := V_{ras} \cdot \frac{b_{eqv}}{v_h}$$

$$Re = 3.781 \times 10^7$$

Определяем по графику 1.4 коэффициент  $2C_f$

$$dvaC_f := 0.005$$

$$k_{int} := 0.25$$

$$\Sigma\Delta C_{xa} := 0.0025$$

$$C_{xpminizolkr} = dvaC_f \left( 0.93 + 2.8 \cdot c_{otn} \right) \cdot \left( 1 + 5 \cdot c_{otn} + M_{ras}^4 \right)$$

$$C_{xa\_min\_izol\_kr} := C_{xpminizolkr} + \Sigma\Delta C_{xa}$$

$$C_{xamin} := C_{xa\_min\_izol\_kr} \left( 1 - k_{int} \cdot \frac{S_{kr\_fuz}}{S} \right)$$

$$C_{xamin} = 0.0143$$

Определение коэффициента лобового сопротивления оперения

$$S_{oper} := 63.87$$

$$C_{xa\_oper} := 0.009$$

Определение лобового сопротивления фюзеляжа и гондол двигателя

$$\Delta C_{xa\_f} := 0.008$$

$$Re_f := V_{ras} \cdot \frac{L_f}{v_h}$$

$$Re_f = 2.991 \times 10^8$$

Определяем по графику 1.5 коэффициент  $C_f$

$$C_f := 0.002$$

$$\lambda_f := \frac{L_f}{\sqrt{\frac{4}{\pi} \cdot S_{mid}}}$$

$$\lambda_f = 5.962$$

$$\lambda_{fn} := \frac{L_{fn}}{\sqrt{\frac{S_{mid}}{\pi}}}$$

$$\lambda_{fn} = 1.191$$

Определяем по графику 1.6 коэффициент  $\eta_c$

$$\eta_c := 1.08$$

Определяем по графику 1.7 коэффициент  $\eta_\mu$

$$\eta_m := 1.2$$

$$S_{pov} := 2.85 L_f \sqrt{S_{mid}}$$

$$S_{pov} = 766.963$$

$$C_{xa\_f} := C_f \eta_c \cdot \eta_m \cdot \frac{S_{pov}}{S_{mid}} + \Delta C_{xa\_f}$$

$$C_{xa\_f} = 0.058$$

$$C_{xa\_GD} := 0.04$$

Минимальный коэффициент суммы сопротивлений самолета

$$n_{GD} := 3 \quad \text{Число гондол двигателя}$$

$$S_{mid\_GD} := 1.58 \quad \text{Площадь миделя гондол двигателя}$$

$$C_{x0} := 1.03 \frac{S \cdot C_{xamin} + S_{mid} C_{xa\_f} + S_{mid\_GD} n_{GD} C_{xa\_GD} + S_{oper} \cdot C_{xa\_oper}}{S}$$

$$C_{x0} = 0.03$$

## Определение индуктивного сопротивления самолета

$$\lambda := \frac{l^2}{S}$$

$$\lambda = 6.98$$

$$\eta := \frac{b_0}{b_k}$$

$$\eta = 4.994$$

Определение по рис. 1.8 поправки  $\delta$

$$\delta := 0.03$$

$$\lambda_{ef} := \frac{\lambda}{1 + \frac{S_{kr\_fuz}}{S}}$$

Определение прироста коэффициента вредных сопротивлений при углах атаки, отличных от нулевого

$$C_{ya\_max\_seh} := 1.4$$

Определение по табл. 1.3 коэффициента  $K_\eta$

$$K_\eta := 0.92$$

$$C_{ya\_max\_kr} := \frac{C_{ya\_max\_seh} \cdot K_\eta \cdot (1 + \cos(\chi))}{2}$$

$$C_{ya\_max\_kr} = 1.172$$

Построение поляры самолета

$$i := 0..12$$

$$C_{ya_i} :=$$

0
0.1
0.2
0.3
0.4
0.5
0.6
0.7
0.8
0.9
1.0
1.1
$C_{ya\_max\_kr}$

$$C_{xa_i} := \frac{(1 + \delta)}{\pi \cdot \lambda_{ef}} \cdot (C_{ya_i})^2$$

$$C_{ya\_sred_i} := \frac{C_{ya_i}}{C_{ya\_max\_kr}}$$

$$C_{ya\_sred_i} =$$

	0
0	0
1	0.085
2	0.171
3	0.256
4	0.341
5	0.427
6	0.512
7	0.598
8	0.683
9	0.768
10	0.854
11	0.939
12	1

Определение по рис 1.10 коэффициент  $\Delta C_{xa\_vr}$

$$\Delta C_{xa\_vr_i} :=$$

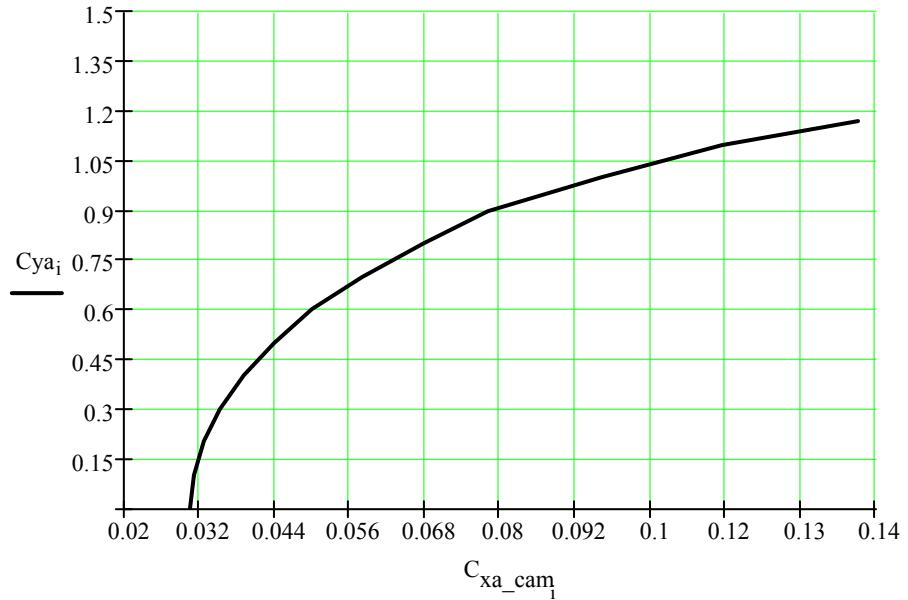
0
0
0
0
0
0
0.001
0.003
0.004
0.012
0.02
0.033

Определение  $C_{xa\_cam}$

$$C_{xa\_cam_i} := C_{x0} + \Delta C_{xa\_vr_i} + C_{xa_i}$$

$$C_{xa\_cam_i} =$$

	0
0	0.03
1	0.031
2	0.033
3	0.035
4	0.039
5	0.044
6	0.05
7	0.058
8	0.068
9	0.078
10	0.096
11	0.115
12	0.137



Построение кривой коэффициента подъемной силы  $C_{ya}=f(\alpha)$

$$a_0 := 0.1$$

$$a_\chi := \frac{a_0 \cdot \cos(\chi)}{1 + \frac{a_0 \cdot \cos(\chi)}{\pi \cdot \lambda}}$$

$$a_\chi = 0.082$$

$$\alpha_{kr} := \frac{C_{ya\_max\_kr} \sqrt{1 - M_{ras}}^2}{a_\chi} + a_0$$

$$\alpha_{kr} = 9.875$$

$$j := 0..1$$

$$\alpha_j :=$$

0
7

Линейный участок кривой  $C_{ya}=f(\alpha)$

$$C_{ya_j} := \frac{a_\chi \cdot (\alpha_j - \alpha_0)}{\sqrt{1 - M_{ras}}^2}$$

$$C_{ya_j} =$$

0.023
0.837

Массив шкалы значений

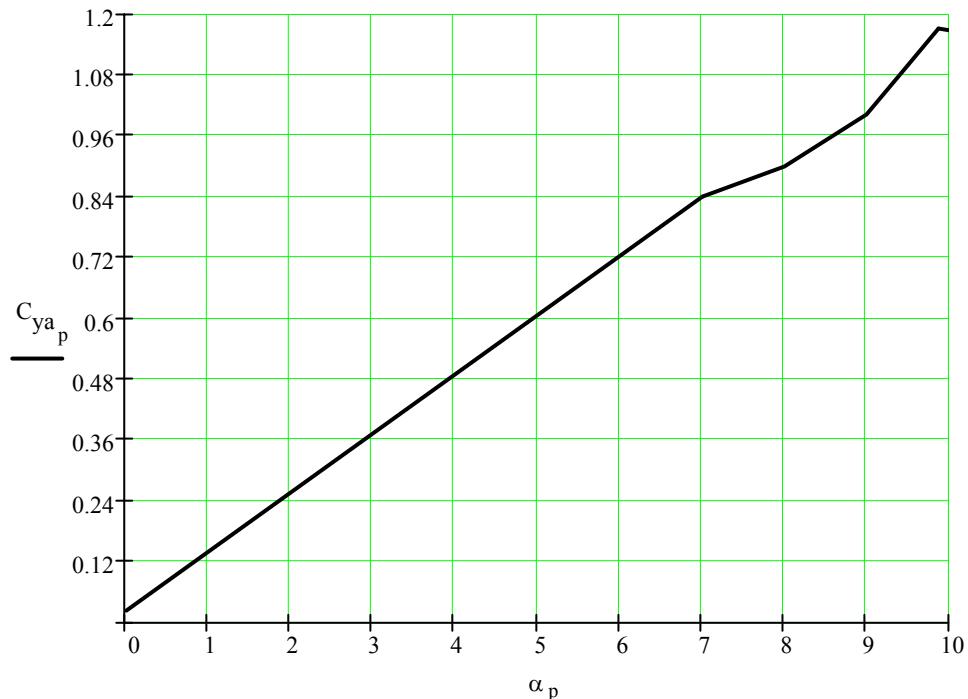
$$p := 0..6$$

$$C_{ya_p} :=$$

0.023
0.837
0.9
1
1.1
1.172
1.168
1.6

$$\alpha_p :=$$

0
7
8
9
9.5
$\alpha_{kr}$
10
11



Определение максимальных коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы крыла при посадке с применением механизации крыла

Определение максимальных коэффициентов лобового сопротивления

$$\Delta C_{xa\_mex} := 0.1$$

$$l_{mex} := 1.87$$

$$S_{kr\_mexS.kr} = \frac{2 \cdot \eta - l_{mex}(\eta - 1)}{\eta + 1} \cdot \frac{l_{mex}}{l}$$

$$h := 5.64 \times 10^{-6}$$

$$\lambda_{fik} := \lambda_{ef} \left( 1 + 0.065 \frac{1}{h} \right)$$

$$Cxaimex_i := \frac{(1 + \delta)}{\pi \cdot \lambda_{fik}} \cdot (Cya_i)^2$$

$$C_{xameX_i} := 1.3 \cdot C_{x0} + \Delta C_{xa\_mex} S_{kr\_mexS.kr} + \Delta C_{xa\_vr_i} + Cxaimex_i$$

$$C_{xameX_i} =$$

0.042
0.042
0.042
0.042
0.042
0.042
0.042
0.043
0.045
0.046
0.054
0.062
0.075

## Определение максимальных коэффициентов подъемной силы крыла при посадке с применением механизации крыла

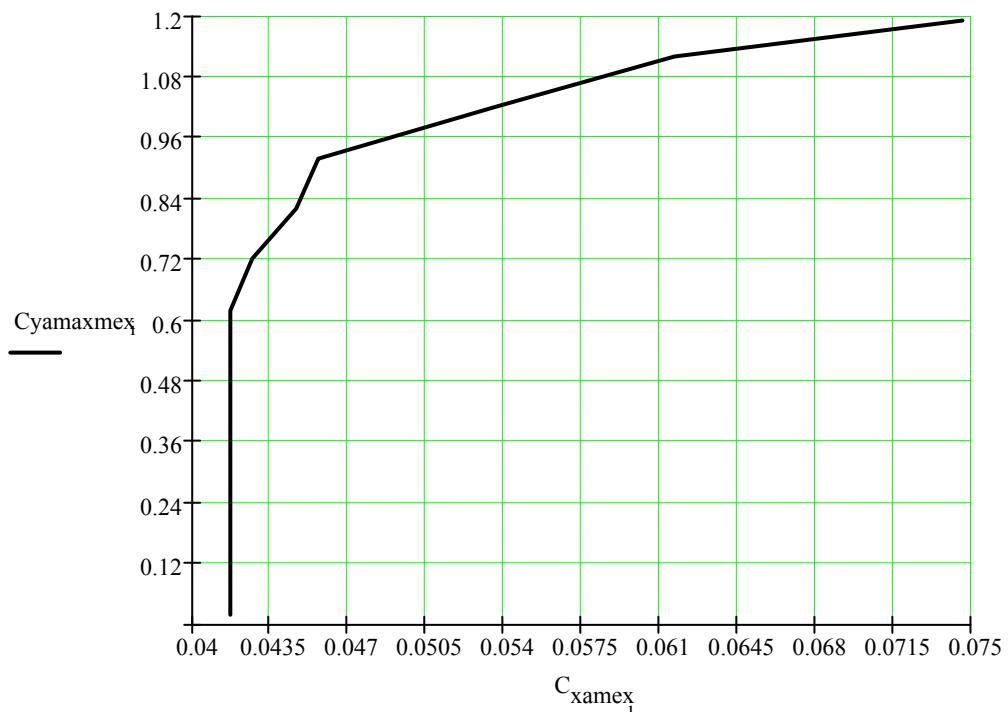
$$\Delta C_{ya\_vid} := \left( 0.32 + \frac{c_{otn}}{0.16} \right) \cdot S_{kr\_mexS.kr}$$

$$C_{yamaxmex_i} := C_{ya_i} + \Delta C_{ya\_vid} \cdot \cos(\chi)$$

$$C_{yamaxmex_i} =$$

0.019
0.119
0.219
0.319
0.419
0.519
0.619
0.719
0.819
0.919
1.019
1.119
1.191

Поляра при посадке с применением механизации крыла



## Построение поляр при $M > M_{kp}$

$$M=0,75$$

$z := 0..3$

$$C_{xavol\_kr\chi_z} :=$$

0.002
0.004
0.006
0.01

$$C_{xavol\_kr_z} := C_{xavol\_kr\chi_z} \cdot \cos(\chi)^3$$

$$C_{xa\_vol\_f} := 0$$

$$C_{xa\_vol\_op} := 0.002$$

$$C_{xa\_vol\_cam_z} := C_{xavol\_kr_z} + \frac{(C_{xa\_vol\_op} \cdot S_{oper} + C_{xa\_vol\_f} \cdot S_{mid})}{S}$$

$$C_{xa\_cam_z} :=$$

0.03
0.031
0.033
0.035

$$C_{xacam_z} := C_{xa\_cam_z} + C_{xa\_vol\_cam_z}$$

$$C_{xacam_z} =$$

0.032
0.034
0.037
0.041

$$\Delta C_{ya\_vol_z} :=$$

0
0.08
1.12
1.16

$C_{ya\_cam_z} :=$

0.023
0.837
0.954
1.07

$C_{ya\_cam_z} := C_{ya\_cam_z} + \Delta C_{ya\_vol_z}$

$C_{ya\_cam_z} =$

0.023
0.917
2.074
2.23

M=0,8

$C_{xavol\_kr08\chi_z} :=$

0.008
0.01
0.012
0.019

$C_{xavol\_kr08_z} := C_{xavol\_kr08\chi_z} \cdot \cos(\chi)^3$

$C_{xa\_vol\_f08} := 0.1$

$C_{xa\_vol\_cam08_z} := C_{xavol\_kr08_z} + \frac{(C_{xa\_vol\_op} \cdot S_{oper} + C_{xa\_vol\_f08} \cdot S_{mid})}{S}$

$C_{xa\_vol\_cam08_z} =$

0.025
0.026
0.027
0.031

$C_{xacam08_z} := C_{xa\_cam_z} + C_{xa\_vol\_cam08_z}$

$C_{xacam08_z} =$

0.055
0.057
0.06
0.066

$$\Delta C_{ya\_vol08_z} :=$$

0
0.08
0.09
0.08

$$C_{ya\_cam08_z} := C_{yacam_z} + \Delta C_{ya\_vol08_z}$$

$$C_{ya\_cam08_z} =$$

0.023
0.917
1.044
1.15

M=0,85

$$C_{xavol\_kr085\chi_z} :=$$

0.022
0.027
0.03
0.035

$$C_{xavol\_kr085_z} := C_{xavol\_kr085\chi_z} \cdot \cos(\chi)^3$$

$$C_{xa\_vol\_f085} := 0.15$$

$$C_{xa\_vol\_cam085_z} := C_{xavol\_kr085_z} + \frac{(C_{xa\_vol\_op} \cdot S_{oper} + C_{xa\_vol\_f085} S_{mid})}{S}$$

$$C_{xa\_vol\_cam085_z} =$$

0.042
0.045
0.047
0.05

$$C_{xacam085_z} := C_{xa\_cam_z} + C_{xa\_vol\_cam085_z}$$

$C_{xacam085_z} =$

0.072
0.076
0.08
0.085

$\Delta C_{ya\_vol085_z} :=$

0
0.05
0.04
0.02

$C_{ya\_cam085_z} := C_{yacam_z} + \Delta C_{ya\_vol085_z}$

$C_{ya\_cam085_z} =$

0.023
0.887
0.994
1.09

$M=0,9$

$C_{xavol\_kr09\chi_z} :=$

0.046
0.048
0.05
0.055

$C_{xavol\_kr09_z} := C_{xavol\_kr09\chi_z} \cdot \cos(\chi)^3$

$C_{xa\_vol\_f09} := 0.2$

$C_{xa\_vol\_cam09_z} := C_{xavol\_kr09_z} + \frac{(C_{xa\_vol\_op} \cdot S_{oper} + C_{xa\_vol\_f09} \cdot S_{mid})}{S}$

$C_{xa\_vol\_cam09_z} =$

0.066
0.067
0.068
0.07

$C_{xacam09_z} := C_{xa\_cam_z} + C_{xa\_vol\_cam09_z}$

$$C_{xacam09_z} =$$

0.096
0.098
0.101
0.105

$$\Delta C_{ya\_vol09_z} :=$$

0
0.02
-0.02
-0.04

$$C_{ya\_cam09_z} := C_{yacam_z} + \Delta C_{ya\_vol09_z}$$

$$C_{ya\_cam09_z} =$$

0.023
0.857
0.934
1.03

M=0,95

$$C_{xavol\_kr095\chi_z} :=$$

0.071
0.074
0.076
0.081

$$C_{xavol\_kr095_z} := C_{xavol\_kr095\chi_z} \cdot \cos(\chi)^3$$

$$C_{xa\_vol\_f095} := 0.25$$

$$C_{xa\_vol\_cam095_z} := C_{xavol\_kr095_z} + \frac{(C_{xa\_vol\_op} \cdot S_{oper} + C_{xa\_vol\_f095} S_{mid})}{S}$$

$$C_{xa\_vol\_cam095_z} =$$

0.089
0.091
0.092
0.095

$$C_{xacam095_z} := C_{xa\_cam_z} + C_{xa\_vol\_cam095_z}$$

$$C_{\text{xacam}095_z} =$$

0.119
0.122
0.125
0.13

$$\Delta C_{\text{ya\_vol}095_z} :=$$

0
-0.05
-0.08
-0.1

$$C_{\text{ya\_cam}095_z} := C_{\text{yacam}_z} + \Delta C_{\text{ya\_vol}095_z}$$

$$C_{\text{ya\_cam}095_z} =$$

0.023
0.787
0.874
0.97

Поляра при  $M > M_{\text{кр}}$

