

*МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
РЕСПУБЛИКИ УЗБЕКИСТАН*

ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

АВИАЦИОННЫЙ ФАКУЛЬТЕТ

Кафедра: Авиастроение

КУРСОВАЯ РАБОТА

*по дисциплине «Основы аэродинамики и динамики полета
летательных аппаратов»*

Выполнил:

ст. гр. 130-11 А Туркашов Д.

Принял:

ст.преп. Алиакбаров Д.Т.

Ташкент-2013

ОГЛАВЕНИЕ

	<i>стр</i>
<i>1. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ</i>	<i>4</i>
<i>2. РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА</i>	<i>4</i>
<i>2.1. Определение коэффициента сопротивления крыла</i>	<i>4</i>
<i>2.2. Определение коэффициента сопротивления фюзеляжа</i>	<i>8</i>
<i>2.3. Определение коэффициента сопротивления ГО</i>	<i>9</i>
<i>2.4. Определение коэффициента сопротивления ВО</i>	<i>11</i>
<i>2.5. Определение коэффициента сопротивления гондол двигателей</i>	<i>12</i>
<i>2.6. Определение коэффициента сопротивления самолета в целом</i>	<i>13</i>
<i>3. СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ.</i>	<i>16</i>

Расчет аэродинамических характеристик и построение поляры самолета А 330-400

Исходные данные:

1. Схема самолета в 3-х проекциях;
2. Максимальная крейсерская скорость самолета: $V_{кр.мах.} = 925 \text{ км / ч.};$
3. Крейсерская (расчетная) скорость:

$$V_{кр.} = 0,94 \cdot V_{кр.мах.} = 869,5 \text{ км/ч} = 241,5 \text{ м/с}$$
4. Расчетная высота крейсерского полета: $H_p = 12,2 \text{ км};$
5. Взлетная масса самолета: $m_0 = 212000 \text{ кг};$
6. Масса топлива: $m_m = 48000 \text{ кг};$
7. Площадь крыла: $S_{кр} = 362 \text{ м}^2;$
8. Размах крыла: $L_{кр} = 60,3 \text{ м};$
9. Стреловидность крыла: $\chi_{1/4} = 30^\circ;$
10. Корневая хорда: $b_0 = 9,65 \text{ м};$
11. Концевая хорда: $b_{кц} = 2,46 \text{ м};$
12. Относительная толщина профиля в корневом сечении крыла $\bar{c}_0 = 0,13;$
13. Относительная толщина профиля в концевом сечении крыла $\bar{c}_{кц} = 0,09;$
14. Длина фюзеляжа: $L_\phi = 61,67 \text{ м};$
15. Эквивалентный диаметр фюзеляжа: $d_\phi = 5,64 \text{ м};$
16. Удлинение фюзеляжа: $\lambda_\phi = 10,93;$
17. Площадь ГО: $S_{20} = 74,79 \text{ м}^2;$
18. Размах ГО: $L_{20} = 19,4 \text{ м};$
19. Стреловидность ГО: $\chi_{1/4}^{20} = 32^\circ;$
20. Относительная толщина профиля ГО: $\bar{c}_{020} = 0,11;$
21. Площадь ВО: $S_{во} = 47,92 \text{ м}^2;$
22. Высота ВО: $h_{во} = 8,8 \text{ м};$
23. Стреловидность ГО: $\chi_{1/4}^{во} = 40^\circ;$
24. Относительная толщина профиля ВО: $\bar{c}_{0во} = 0,11;$
25. Кинематический коэффициент вязкости на $H_p = 12,2 \text{ км};$

$$V_H = \frac{1,605 \cdot 10^{-5} \cdot (1 + 0,0008 \cdot t_H)^2 \cdot \sqrt{1 + 0,0003665 \cdot t_H}}{\rho_H}$$

$$V_H = \frac{1,605 \cdot 10^{-5} \cdot (1 + 0,0008 \cdot (-56,34))^2 \cdot \sqrt{1 + 0,0003665 \cdot (-56,34)}}{0,03175} =$$

$$= 5,1 \cdot 10^5 \text{ м}^2 / \text{сек}$$

26. Скорость звука на расчетной высоте $H_p = 12,2 \text{ км};$ $a_H, \text{ км / ч.};$

при $H_p > 11$ км, $a_H = 1062$ км / ч = 295,03 м / с = const.;

27. Число Маха - M , соответствующее крейсерской скорости полета на расчетной высоте:

$$M = V_{кр} / a_H = 241,5 / 295,03 = 0,819$$

28. Температура воздуха на расчетной высоте $H_p=12,2$ м:

$$\text{при } H_p \geq 11 \text{ км, } t_H = -56,34^\circ \text{C};$$

29. Плотность воздуха на расчетной высоте:

$$\rho_H = 1,225 \cdot \left(1 - \frac{H_p}{44,308}\right)^{4,2553} = 1,225 \cdot \left(1 - \frac{12,2}{44,308}\right)^{4,2553} = 0,03175 \text{ кг/м}^2$$

1. Коэффициент сопротивления крыла.

$$C_{хкр} = C_{х0} + C_{xi} = 0,0059 + C_{xi}$$

$C_{х0}$ - коэффициент вредного лобового сопротивления:

$$C_{х0} = C_{xp} + C_{xв} = 0,00565 + 0,00025 = 0,0059$$

C_{xp} - коэффициент профильного сопротивления:

$$C_{xp} = 2 \cdot C_f \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{cp}) \cdot [1 + \bar{c}_{cp}(5M - 3)] \cdot \bar{S}_{ом} + 0,001 \cdot \bar{l}_ш$$

$$C_{xp} = 2 \cdot 0,001694 \cdot (1 + 3 \cdot 0,122) \cdot [1 + 0,122(5 \cdot 0,819 - 3)] \cdot 0,925 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,00565$$

\bar{c}_{cp} - средняя относительная толщина крыла:

$$\bar{c}_{cp} = \frac{\bar{c}_0 \cdot \eta + \bar{c}_{кц}}{\eta + 1} = \frac{0,13 \cdot 3,92 + 0,09}{3,92 + 1} = 0,122$$

C_f - коэффициент трения крыла:

$$C_f = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{кр})^{2,58}} \cdot \left(1 - \bar{x}_n + \frac{40}{Re_{кр}^{3/8}} \cdot \bar{x}_n^{5/8}\right)^{4/5}$$

$$C_f = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,819^2)^{2/3} \cdot (\lg 115439256)^{2,58}} \times$$

$$\times \left(1 - 0,2 + \frac{40}{115439256^{3/8}} \cdot 0,2^{5/8}\right)^{4/5} = 0,001694$$

$Re_{кр}$ - число Рейнольдса для крыла:

$$Re_{кр} = \frac{V_{кр} \cdot b_{cp}}{v_H} = \frac{241,5 \cdot 6,055}{0,000046} = 115439256$$

b_{cp} - средняя геометрическая хорда крыла:

$$b_{cp} = \frac{b_0 + b_{кц}}{2} = \frac{9,65 + 2,46}{2} = 6,055 \text{ м}$$

\bar{x}_n – относительная координата на хорде профиля точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный:

$$\bar{x}_n \approx \bar{b}_{пр} \approx 0,2;$$

$\bar{b}_{пр}$ – относительная хорда предкрылка;

$\bar{S}_{ом}$ – относительная омываемая поверхность крыла:

$$\bar{S}_{ом} = 1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_{пф} = 1 - 0,5 \cdot 0,15 = 0,925$$

$k_{инт}$ – коэффициент интерференции;

$$k_{инт} = 0,5 \text{ – схема низкоплан;}$$

$\bar{S}_{пф}$ – относительная подфюзеляжная площадь крыла:

$$\bar{S}_{пф} = S_{пф} / S_{кр} = 54,4 / 362 = 0,15$$

$S_{пф}$ – площадь подфюзеляжной части крыла:

$$S_{пф} \approx b_0 \cdot d_\phi \approx 9,65 \cdot 5,64 = 54,4 \text{ м}^2$$

$\bar{l}_щ \approx 0,8$ – относительный размах щелей образуемых закрылками, элеронами;

$C_{xв}$ – коэффициент волнового сопротивления:

$$\text{при } M > M'_{крит} (0,819 > 0,789):$$

$$C_{xв} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \lambda \cdot (\bar{c}_{ср})^2 \cdot \cos^2 \chi_c}{2 + \lambda \cdot (\bar{c}_{ср})^{1/3} \cdot \cos^{5/3} \chi_c} \cdot \left(\frac{M - M'_{кр}}{M_{с\max} \cdot M'_{кр}} \right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{M - M'_{кр}}{M_{с\max} - M'_{кр}} \right)$$

$$C_{xв} = \frac{2 \cdot 3,14 \cdot 10,04 \cdot (0,122)^2 \cdot \cos^2 30^\circ}{2 + 10,04 \cdot (0,122)^{1/3} \cdot \cos^{5/3} 30^\circ} \cdot \left(\frac{0,819 - 0,789}{1,149 \cdot 0,789} \right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{0,819 - 0,789}{1,149 - 0,789} \right) = 0,00025$$

$M'_{крит}$ – критическое число Маха для крыла при $C_y = 0$:

$$M'_{крит} = \frac{k_c}{\cos \chi_c} \cdot \left[1 + \frac{(\alpha + 1)^{4/3} \cdot \bar{c}_{ср}^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} \chi_c} - \frac{(\alpha + 1)^{2/3} \cdot \bar{c}_{ср}^{2/3}}{\cos^{1/3} \chi_c} \right]$$

$$M'_{крит} = \frac{1,06}{\cos 30^\circ} \cdot \left[1 + \frac{(1,4 + 1)^{4/3} \cdot 0,122^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 30^\circ} - \frac{(1,4 + 1)^{2/3} \cdot 0,122^{2/3}}{\cos^{1/3} 30^\circ} \right] = 0,789$$

χ_c – стреловидность по максимальной толщине профиля крыла:

$$\chi_c \text{ по } (0,30 \cdot b), \quad \chi_c \approx 0,9 \dots 0,94 \cdot \chi_{н/к} \text{ или } \chi_c \cong \chi_{1/4} = 30^\circ.$$

k_c – коэффициент, учитывающий использование суперкритических профилей: $k_c = 1,06$ – используются суперкритический профиль;

$\alpha = 1,4$ – показатель адиабаты воздуха;

$M_{с\max}$ – число M соответствующее максимальному значению волнового сопротивления – $C_{xв\max}$:

$$M_{c \max} = \frac{1}{\cos \chi_c} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{\bar{c}_{cp}^{3/2}}{\cos^{2/3} \chi_c} \cdot \left(2 - \lambda_{кр} \cdot \bar{c}_{cp}^{2/3} \cdot \cos^{2/3} \chi_c \right) \right]$$

$$M_{c \max} = \frac{1}{\cos 30^\circ} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{0,122^{3/2}}{\cos^{2/3} 30^\circ} \cdot \left(2 - 8,5 \cdot 0,122^{2/3} \cdot \cos^{2/3} 30^\circ \right) \right] = 1,149$$

C_{xi} – коэффициент индуктивного сопротивления:

при $M > M'_{крит}$ ($0,819 > 0,789$):

$$C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi \cdot \lambda_{эф.сж}}$$

C_y – коэффициент аэродинамической подъемной силы;

$\lambda_{эф.сж}$ – эффективное удлинение в сжимаемом (сверхзвуковом) потоке:

$$\lambda_{эф.сж} = \frac{\lambda_{эф.несж}}{1 + \delta_{сж}} = \frac{8,3}{1 + 0,042} = 7,966$$

$$\lambda_{эф.несж} = \frac{\lambda'_{кр}}{1 + \delta_{несж}} = \frac{11,21}{1 + 0,1808} = 9,49$$

$\lambda'_{кр}$ – удлинение крыла с учетом концевых крылышек Читкомба:

$$\lambda'_{кр} = \frac{(l'_{кр})^2}{S_{кр}^\Sigma} = \frac{64,24^2}{368,05} = 11,21$$

$$S_{кр}^\Sigma = S_{кр} + 2 \cdot S_{кк} = 362 + 2 \cdot 3,03 = 368,05 \text{ м}^2$$

$l'_{кр}$ – размах крыла с учетом концевых крылышек, м:

$$l'_{кр} \approx l_{кр} + 1,6 \cdot b_{кц} = 60,3 + 1,6 \cdot 2,46 = 64,24 \text{ м}$$

$S_{кк}$ – площадь концевого крылышка, м^2 :

$$S_{кк} = b_{кц} \cdot 0,5 \cdot b_{кц} = 0,5 \cdot b_{кц}^2 = 0,5 \cdot 2,46^2 = 3,03 \text{ м}^2$$

$\delta_{несж}$ – коэффициент, учитывающий сужение и стреловидность крыла:

$$\delta_{несж} = 0,02 \cdot \frac{\lambda'_{кр}}{\cos \chi} \cdot \left(3,1 - \frac{14}{\eta_{кр}} + \frac{20}{\eta_{кр}^2} - \frac{8}{\eta_{кр}^3} \right) =$$

$$= 0,02 \cdot \frac{11,21}{\cos 30^\circ} \cdot \left(3,1 - \frac{14}{3,92} + \frac{20}{3,92^2} - \frac{8}{3,92^3} \right) = 0,1808$$

$\delta_{сж}$ – коэффициент, учитывающий сжимаемость потока:

$$\delta_{сж} = \begin{cases} \lambda'_{кр} \cdot \bar{c}_{ср}^{1/3} \cdot (M - M''_{крит})^3 = 5,5584 \cdot (0,819 - M''_{крит})^3 & \text{при } 1 > M > M'_{крит} \\ 0 & \text{при } M \leq M'_{крит} \end{cases}$$

$M''_{крит}$ – критическое число Маха второго рода:

$$M''_{крит} = M'_{крит} - c_y^{3/2} \cdot \bar{c}_{ср}^{1/2} = 0,789 - c_y^{3/2} \cdot 0,122^{1/2} = 0,789 - 0,349 \cdot c_y^{3/2}$$

2. Коэффициент сопротивления фюзеляжа.

$$C_{x\phi} = C_{f\phi} \cdot \eta_c \cdot \eta_m \cdot S_{ом,\phi} / S_{м,\phi} + \Delta C_{x\phi i} + \Delta C_{x\phi d}$$

$$C_{x\phi} = 0,00097 \cdot 1,061 \cdot 1,016 \cdot 878,5 / 25 + 0,04405 + 0,02598 = 0,106943$$

$S_{ом,\phi}$ – площадь омываемой поверхности фюзеляжа:

$$S_{ом,\phi} = 2,85 \cdot l_\phi \cdot \sqrt{S_{м,\phi}} = 2,85 \cdot 61,67 \cdot \sqrt{25} = 878,5 \text{ м}^2$$

$S_{м,\phi}$ – площадь миделя фюзеляжа:

$$S_{м,\phi} = \frac{\pi \cdot d_\phi^2}{4} = \frac{3,14 \cdot 5,64^2}{4} = 25 \text{ м}^2$$

$C_{f\phi}$ – коэффициент трения для фюзеляжа:

$$C_{f\phi} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_\phi)^{2,58}}$$

$$C_{f\phi} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,819^2)^{2/3} \cdot (\lg 326595969)^{2,58}} = 0,00097$$

Re_ϕ – число Рейнольдса для фюзеляжа:

$$Re_\phi = \frac{V_{кр} \cdot l_\phi}{\nu_H} = \frac{241,5 \cdot 61,67}{0,000046} = 326595969$$

η_c – коэффициент, учитывающий удлинение:

$$\eta_c = 1,28 - 0,02 \cdot \lambda_\phi = 1,28 - 0,02 \cdot 10,93 = 1,061$$

η_m – коэффициент, учитывающий крейсерскую скорость:

$$\begin{aligned} \eta_m &= 1,133 + 0,98 \cdot 10^{-6} \cdot V_{кр}^2 - 0,721 \cdot 10^{-3} \cdot V_{кр} = \\ &= 1,133 + 0,98 \cdot 10^{-6} \cdot 241,5^2 - 0,721 \cdot 10^{-3} \cdot 241,5 = 1,016 \end{aligned}$$

$\Delta C_{x\phi i}$ – дополнительное индуктивное сопротивление:

$$\Delta C_{x\phi i} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot V_\phi^{2/3} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot 1155,5^{2/3} = 0,04405$$

V_ϕ – объем фюзеляжа по внешнему контуру, м^3 :

$$V_\phi^m = k_\phi \cdot \frac{\pi \cdot d_\phi^2}{4} \cdot l_\phi = 0,75 \cdot \frac{3,14 \cdot 5,64^2}{4} \cdot 61,67 = 1155,5 \text{ м}^3$$

$k_\phi = 0,75$ – коэффициент формы фюзеляжа;

$\Delta C_{x\phi, \bar{a}}$ - дополнительное донное сопротивление:

$$\Delta C_{x\phi, \bar{a}} = 0,0104 / S_{m, \phi} = 0,0104 / 25 = 0,02598$$

3. Коэффициент сопротивления ГО.

$$C_{x_{20}} = C_{x0_{20}} + C_{xi_{20}} = 0,0063641 + C_{xi_{20}}$$

$C_{x0_{20}}$ - коэффициент вредного лобового сопротивления ГО:

$$C_{x0_{20}} = C_{xp_{20}} + C_{x\bar{b}_{20}} = 0,0062968 + 0,0000673 = 0,0063641$$

$C_{xp_{20}}$ - коэффициент профильного сопротивления ГО:

$$C_{xp_{20}} = 2 \cdot C_{f_{20}} \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{cp_{20}}) \cdot [1 + \bar{c}_{cp_{20}} (5M - 3)] \cdot \bar{S}_{om_{20}} + 0,001 \cdot \bar{l}_{\psi}$$

$$C_{xp_{20}} = 2 \cdot 0,00249 \cdot (1 + 3 \cdot 0,102) \cdot [1 + 0,102(5 \cdot 0,819 - 3)] \cdot 0,76 + \\ + 0,001 \cdot 0,8 = 0,0062968$$

$\bar{c}_{cp_{20}}$ - средняя относительная толщина ГО:

$$\bar{c}_{cp_{20}} = \frac{\bar{c}_{0_{20}} \cdot \eta_{20} + \bar{c}_{кц_{20}}}{\eta_{20} + 1} = \frac{0,11 \cdot 2,836 + 0,08}{2,836 + 1} = 0,102$$

$\bar{S}_{om_{20}}$ - относительная омываемая поверхность ГО:

$$\bar{S}_{om_{20}} = 1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_{пф_{20}} = 1 - 0,8 \cdot 0,301 = 0,76$$

$k_{инт}$ - коэффициент интерференции:

$k_{инт} = 0,8$ - нормальная схема оперения;

$\bar{S}_{пф_{20}}$ - относительная подфюзеляжная площадь ГО:

$$\bar{S}_{пф_{20}} = S_{пф_{20}} / S_{20} = 22,5 / 74,79 = 0,301$$

$S_{пф_{20}}$ - площадь подфюзеляжной части ГО, определяется по чертежу вид сверху;

$\bar{l}_{\psi} \approx 0,8$ - относительный размах щелей образуемых рулем высоты;

$C_{f_{20}}$ - коэффициент трения ГО:

$$C_{f_{20}} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{20})^{2,58}} \cdot \left(0,95 + \frac{6,1506}{Re_{20}^{3/8}} \right)^{4/5} = \\ = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,819^2)^{2/3} \cdot (\lg 20415558)^{2,58}} \cdot \left(0,95 + \frac{6,1506}{20415558^{3/8}} \right)^{4/5} = 0,00249$$

Re_{20} - число Рейнольдса для ГО:

$$Re_{20} = \frac{V_{кр} \cdot b_{cp_{20}}}{\nu_H} = \frac{246 \cdot 3,855}{0,000046} = 20415558$$

$b_{cp_{20}}$ - средняя геометрическая хорда ГО:

$$b_{cp.20} = \frac{b_0^{20} + b_{кц}^{20}}{2} = \frac{5,7 + 2,01}{2} = 3,855 \text{ м}$$

$C_{xв 20}$ – коэффициент волнового сопротивления ГО:

при $M > M'_{20}$ ($0,819 > 0,792$):

$$C_{xв 20} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \lambda_{20} \cdot (\bar{c}_{cp20})^2 \cdot \cos^2 \chi_{20}}{2 + \lambda_{20} \cdot (\bar{c}_{cp20})^{1/3} \cdot \cos^{5/3} \chi_{20}} \cdot \left(\frac{M - M'_{20}}{M_{c \max 20} \cdot M'_{20}} \right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{M - M'_{20}}{M_{c \max 20} - M'_{20}} \right)$$

$$C_{xв 20} = \frac{2 \cdot 3,14 \cdot 5,03 \cdot (0,102)^2 \cdot \cos^2 32^0}{2 + 5,03 \cdot (0,102)^{1/3} \cdot \cos^{5/3} 32^0} \cdot \left(\frac{0,819 - 0,792}{1,197 - 0,792} \right)^3 \times \\ \times \left(4 - 3 \cdot \frac{0,819 - 0,792}{1,197 - 0,792} \right) = 0,0000673$$

M'_{20} – критическое число Маха для ГО при $C_y = 0$:

$$M'_{20} = \frac{k_c}{\cos \chi_{20}} \cdot \left[1 + \frac{(\alpha + 1)^{4/3} \cdot \bar{c}_{cp20}^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} \chi_{20}} - \frac{(\alpha + 1)^{2/3} \cdot \bar{c}_{cp20}^{2/3}}{\cos^{1/3} \chi_{20}} \right]$$

$$M'_{20} = \frac{1}{\cos 32^0} \cdot \left[1 + \frac{(1,4 + 1)^{4/3} \cdot 0,102^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 32^0} - \frac{(1,4 + 1)^{2/3} \cdot 0,102^{2/3}}{\cos^{1/3} 32^0} \right] = 0,792$$

k_c – коэффициент учитывающий использование суперкритических профилей: $k_c = 1$ – используется обычный профиль.

$\alpha = 1,4$ – показатель адиабаты воздуха:

$M_{c \max 20}$ – число M соответствующее максимальному значению волнового сопротивления – $C_{xв \max}$:

$$M_{c \max 20} = \frac{1}{\cos \chi_{20}} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{\bar{c}_{cp20}^{3/2}}{\cos^{2/3} \chi_{20}} \cdot \left(2 - \lambda_{20} \cdot \bar{c}_{cp20}^{1/3} \cdot \cos^{2/3} \chi_{20} \right) \right]$$

$$M_{c \max 20} = \frac{1}{\cos 32^0} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{0,102^{3/2}}{\cos^{2/3} 32^0} \cdot \left(2 - 4 \cdot 0,102^{1/3} \cdot \cos^{2/3} 32^0 \right) \right] = 1,197$$

$C_{y 20}$ – коэффициент аэродинамической подъемной силы;

$C_{xi 20}$ – коэффициент индуктивного сопротивления ГО:

если $M > M'_{20}$ ($0,819 > 0,792$):

$$C_{xi 20} = \frac{C_{y 20}^2}{\lambda_{эф.сж.20}}$$

$C_{y_{20}}$ – коэффициент аэродинамической уравновешивающей силы ГО:

$$C_{y_{20}} = 0,03 \cdot C_y$$

$\lambda_{\text{эф.сж.}20}$ – эффективное удлинение для ГО в сжимаемом (сверхзвуковом) потоке:

$$\lambda_{\text{эф.сж.}20} = \frac{\lambda_{\text{эф.несж.}20}}{1 + \delta_{\text{сж.}20}} = \frac{3,42}{1 + \delta_{\text{сж.}20}}$$

$$\lambda_{\text{эф.несж.}20} = \frac{\lambda_{20}}{1 + \delta_{\text{несж.}20}} = \frac{5,03}{1 + 0,0355} = \frac{5,03}{1,0355} = 4,86$$

$\delta_{\text{несж.}20}$ – коэффициент, учитывающий сужение и стреловидность ГО:

$$\delta_{\text{несж.}20} = 0,02 \cdot \frac{\lambda_{20}}{\cos \chi_{20}} \cdot \left(3,1 - \frac{14}{\eta_{20}} + \frac{20}{\eta_{20}^2} - \frac{8}{\eta_{20}^3} \right)$$

$$\delta_{\text{несж.}20} = 0,02 \cdot \frac{5,03}{\cos 32^\circ} \cdot \left(3,1 - \frac{14}{2,836} + \frac{20}{2,836^2} - \frac{8}{2,836^3} \right) = 0,0355$$

$\delta_{\text{сж.}20}$ – коэффициент, учитывающий сжимаемость потока:

$$\delta_{\text{сж.}20} = \begin{cases} \lambda_{20} \cdot \bar{c}_{\text{ср.}20}^{1/3} \cdot (M - M''_{20})^3 = 2,353 \cdot (0,819 - M''_{20})^3 & \text{при } 1 > M > M'_{20} \\ 0 & \text{при } M \leq M'_{20} \end{cases}$$

$M''_{\text{кр}}$ – критическое число Маха второго рода для ГО:

$$M''_{20} = M'_{20} - C_{y_{20}}^{3/2} \cdot \bar{c}_{\text{ср}20}^{-1/2} = 0,792 - 0,32 \cdot C_{y_{20}}^{3/2}$$

4. Коэффициент сопротивления ВО.

$$C_{x_{\text{во}}} = C_{x0_{\text{во}}} = C_{xр_{\text{во}}} + C_{xв_{\text{во}}} = 0,006469 + 0 = 0,006469$$

$C_{x0_{\text{во}}}$ – коэффициент вредного лобового сопротивления ГО.

$C_{xр_{\text{во}}}$ – коэффициент профильного сопротивления ВО:

$$C_{xр_{\text{во}}} = 2 \cdot C_{f_{\text{во}}} \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{\text{ср}во}) \cdot [1 + \bar{c}_{\text{ср}во} (5M - 3)] \cdot \bar{S}_{\text{ом}во} + 0,001 \cdot \bar{l}_{\text{ш}}$$

$$C_{xр_{\text{во}}} = 2 \cdot 0,00196 \cdot (1 + 3 \cdot 0,101) \cdot [1 + 0,101(5 \cdot 0,819 - 3)] \cdot 1 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,006469$$

$\bar{c}_{\text{ср}во}$ – средняя относительная толщина ВО:

$$\bar{c}_{\text{ср}во} = \frac{\bar{c}_{0_{\text{во}}} \cdot \eta_{\text{во}} + \bar{c}_{\text{кц}во}}{\eta_{\text{во}} + 1} = \frac{0,11 \cdot 2,513 + 0,08}{2,513 + 1} = 0,101$$

$\bar{S}_{\text{ом}во} = 1$ – относительная омываемая поверхность ВО;

$\bar{l}_{\text{ш}} \approx 0,8$ – относительный размах щелей образуемых рулем направления;

$C_{f_{\text{во}}}$ – коэффициент трения ВО:

$$C_{f_{\text{во}}} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{\text{во}})^{2,58}} \cdot \left(0,95 + \frac{6,1506}{Re_{\text{во}}^{3/8}} \right)^{4/5}$$

$$C_{f_{\text{во}}} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,819^2)^{2/3} \cdot (\lg 103809538)^{2,58}} \cdot (0,95 + 103809538)^{4/5} = 0,00196$$

$Re_{\text{во}}$ - число Рейнольдса для ВО:

$$Re_{\text{во}} = \frac{V_{\text{кр}} \cdot b_{\text{ср.во}}}{V_{\text{н}}} = \frac{241,5 \cdot 5,445}{0,000046} = 103809538$$

$b_{\text{ср.во}}$ - средняя геометрическая хорда ВО:

$$b_{\text{ср.во}} = \frac{b_0^{\text{во}} + b_{\text{кц}}^{\text{во}}}{2} = \frac{7,79 + 3,1}{2} = 5,445 \text{ м}$$

$C_{\text{хв во}}$ - коэффициент волнового сопротивления ВО:

$$\text{при } M < M'_{\text{во}} \quad (0,819 < 0,868): \quad C_{\text{хв во}} = 0$$

$M'_{\text{во}}$ - критическое число Маха для ВО при $C_y = 0$:

$$M'_{\text{во}} = \frac{k_c}{\cos \chi_{\text{во}}} \cdot \left[1 + \frac{(\varepsilon + 1)^{4/3} \cdot \bar{c}_{\text{срво}}^{-4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} \chi_{\text{во}}} - \frac{(\varepsilon + 1)^{2/3} \cdot \bar{c}_{\text{срво}}^{2/3}}{\cos^{1/3} \chi_{\text{во}}} \right]$$

$$M'_{\text{во}} = \frac{1}{\cos 40} \cdot \left[1 + \frac{(1,4 + 1)^{4/3} \cdot 1,01^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 40} - \frac{(1,4 + 1)^{2/3} \cdot 1,01^{2/3}}{\cos^{1/3} 40} \right] = 0,868$$

k_c - коэффициент учитывающий использование суперкритических профилей:

- используется обычный профиль $k_c = 1$.

$\varepsilon = 1,4$ - показатель адиабаты воздуха;

5. Коэффициент сопротивления гондол двигателей.

$$C_{\text{х2}} = \eta_{\text{дв}} \cdot (C_{f_2} \cdot \eta_c \cdot \eta_m \cdot S_{\text{ом.2}} / S_{\text{м.2}} + \Delta C_{\text{х2i}} + \Delta C_{\text{х2д}})$$

$$C_{\text{х2}} = 2 \cdot (0,00136 \cdot 1,232 \cdot 1,016 \cdot 54,56 / 7,07 + 0,00473 + 0,00735) = 0,05035$$

$S_{\text{ом.2}}$ - площадь омываемой поверхности гондолы:

$$S_{\text{ом.2}} = 2,85 \cdot l_2 \cdot \sqrt{S_{\text{м.2}}} = 2,85 \cdot 7,2 \cdot \sqrt{7,07} = 54,56 \text{ м}^2$$

$S_{\text{м.2}}$ - площадь миделя гондолы:

$$S_{\text{м.2}} = \frac{\pi \cdot d_{2,3}^2}{4} = \frac{3,14 \cdot 3^2}{4} = 7,07 \text{ м}^2$$

l_2 - длина гондолы;

$d_{2,3}$ - эквивалентный диаметр гондолы;

C_{f_2} - коэффициент трения для гондолы:

$$C_{fz} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_2)^{2,58}}$$

$$C_{fz} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,819^2)^{2/3} \cdot (\lg 38130225)^{2,58}} = 0,00136$$

Re_2 - число Рейнольдса для гондолы двигателя:

$$Re_2 = \frac{V_{кр} \cdot l_2}{\nu_H} = \frac{241,5 \cdot 7,2}{0,000046} = 38130225$$

η_c - коэффициент, учитывающий удлинение:

$$\eta_c = 1,28 - 0,02 \cdot \lambda_2 = 1,28 - 0,02 \cdot 2,4 = 1,232$$

λ_2 - удлинение гондолы: $\lambda_2 = l_2 / d_{2,3} = 7,2 / 3 = 2,4$;

η_M - коэффициент, учитывающий крейсерскую скорость:

$$\eta_M = 1,133 + 0,98 \cdot 10^{-6} \cdot V_{кр}^2 - 0,721 \cdot 10^{-3} \cdot V_{кр} =$$

$$= 1,133 + 0,98 \cdot 10^{-6} \cdot 241,5^2 - 0,721 \cdot 10^{-3} \cdot 241,5 = 1,016$$

$\Delta C_{xz i}$ - дополнительное индуктивное сопротивление:

$$\Delta C_{xz i} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot V_2^2 / 3 = 4 \cdot 10^{-4} \cdot 40,7^2 / 3 = 0,00473$$

V_2 - объем гондолы, m^3 :

$$V_2 = k_2 \cdot \frac{\pi \cdot d_{2,3}^2}{4} \cdot l_2 = 0,8 \cdot \frac{3,14 \cdot 3^2}{4} \cdot 7,2 = 40,7 m^3;$$

$k_2 = 0,8$ - коэффициент формы гондолы;

$\Delta C_{xz d}$ - дополнительное донное сопротивление:

$$\Delta C_{xz d} = 0,0104 / S_{M,2} = 0,0104 / 7,07 = 0,00735$$

6. Коэффициент сопротивления самолета в целом.

$$C_{xc} = \sum C_{xi} + \sum C_{xb} + \sum C_{xp}$$

C_{xc} - коэффициент сопротивления самолета в целом.

$\sum C_{xi}$ - суммарное индуктивное сопротивление:

$$\sum C_{xi} = C_{xi кр} + C_{xi з0} \cdot S_{z0} / S_{кр}$$

$\sum C_{xb}$ - суммарное волновое сопротивление:

$$\sum C_{xb} = C_{xb кр} + (C_{xb з0} \cdot S_{z0} + C_{xb в0} \cdot S_{в0}) / S_{кр}$$

$$\sum C_{xb} = 0,00025 + (0,0000673 \cdot 74,79 + 0) / 362 = 0,000263$$

$\sum C_{xp}$ - суммарное профильное сопротивление:

$$\begin{aligned} \sum C_{xp} &= C_{xp кр} + (C_{xp з0} \cdot S_{z0} + C_{xp в0} \cdot S_{в0} + C_{xp ф} \cdot S_{м.ф} + C_{xp з} \cdot S_{M,2}) / S_{кр} = 0,00565 + \\ &= (0,0062968 \cdot 74,79 + 0,006469 \cdot 47,92 + 0,106943 \cdot 25 + 0,05035 \cdot 7,07) / 362 = \\ &= 0,016171 \end{aligned}$$

Вычисления удобно вести в таблицу

таблица 1

C_y	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7
C_y^2	0	0,01	0,04	0,09	0,16	0,25	0,36	0,49
$\sum C_{xi}$	0	0,00034	0,00134	0,00302	0,00537	0,00839	0,01209	0,01650
$C_{x.c}$	0,01643	0,01677	0,01778	0,01945	0,02180	0,02482	0,02853	0,03294
K	0	5,96	11,25	15,42	18,35	20,14	21,03	21,25

Продолжение таблицы 1

C_y	0,8	0,9	1	1,1	1,2	1,3	1,345
C_y^2	0,64	0,81	1	1,21	1,44	1,69	1,809025
$\sum C_{xi}$	0,02167	0,02774	0,03500	0,04400	0,05578	0,07214	0,08174
$C_{x.c}$	0,03811	0,04418	0,05143	0,06044	0,07221	0,08857	0,09817
K	20,99	20,37	19,44	18,20	16,62	14,68	13,70

На поляре можно определить следующие характерные параметры:

$C_{y \text{ кр max}}$ - максимальное значение коэффициента подъемной силы, соответствующий начальной точке крейсерского участка полета:

$$C_{y \text{ кр max}} = \frac{2 \cdot 0,95 \cdot m_0}{\rho_H \cdot V_{кр}^2 \cdot S_{кр}} = \frac{3 \cdot 0,95 \cdot 212000}{0,03175 \cdot 241,5^2 \cdot 362} = 0,601;$$

$C_{y \text{ кр min}}$ - минимальное значение коэффициента подъемной силы, соответствующий конечной точке крейсерского участка полета:

$$C_{y \text{ кр min}} = \frac{2 \cdot 1,05 \cdot m_{\text{пос}}}{\rho_H \cdot V_{кр}^2 \cdot S_{кр}} = \frac{2 \cdot 1,05 \cdot 164000}{0,03175 \cdot 241,5^2 \cdot 362} = 0,514;$$

где: $m_{\text{пос}} = (m_0 - m_{\text{т.р}}) = (212000 - 48000) = 164000 \text{ кг}$ - посадочная масса самолета;

$m_{\text{т.р}}$ - масса топлива, расходуемого для полета на расчетную дальность.

$C_{y \text{ Kmax}}$ - коэффициент подъемной силы, соответствующий максимальному аэродинамическому качеству самолета - K_{max} (соответствует значению в точке касательной к поляре);

$C_{y \text{ ср}}$ - среднее значение коэффициента подъемной силы, соответствующий крейсерскому режиму полета;

$$C_{y \text{ ср}} \approx 0,5 \cdot (C_{y \text{ кр max}} + C_{y \text{ кр min}}) = 0,5 \cdot (0,601 + 0,514) = 0,557$$

$C_{x\text{ кр max}}, C_{x\text{ Kmax}}, C_{x\text{ ср}}, C_{x\text{ кр min}}$ – соответственно, значения коэффициентов сопротивления самолета, соответствующих крейсерскому режиму полета: в начальной точке, в точке максимального аэродинамического качества, в точке $C_{y\text{ ср}}$ и для конечной точки крейсерского участка полета.

$$K_{\text{max}} = \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{max}} = \frac{C_{y\text{ Kmax}}}{C_{x\text{ Kmax}}} = \frac{0,601}{0,02857} = 21,04 \text{ - максимальное значение аэродинамического качества самолета.}$$

$$K_{\text{ср}} = \left(\frac{C_{y\text{ ср}}}{C_{x\text{ ср}}} \right) = \frac{0,557}{0,02685} = 20,74 \text{ - среднее значение аэродинамического качества самолета при полете на расчетную дальность.}$$

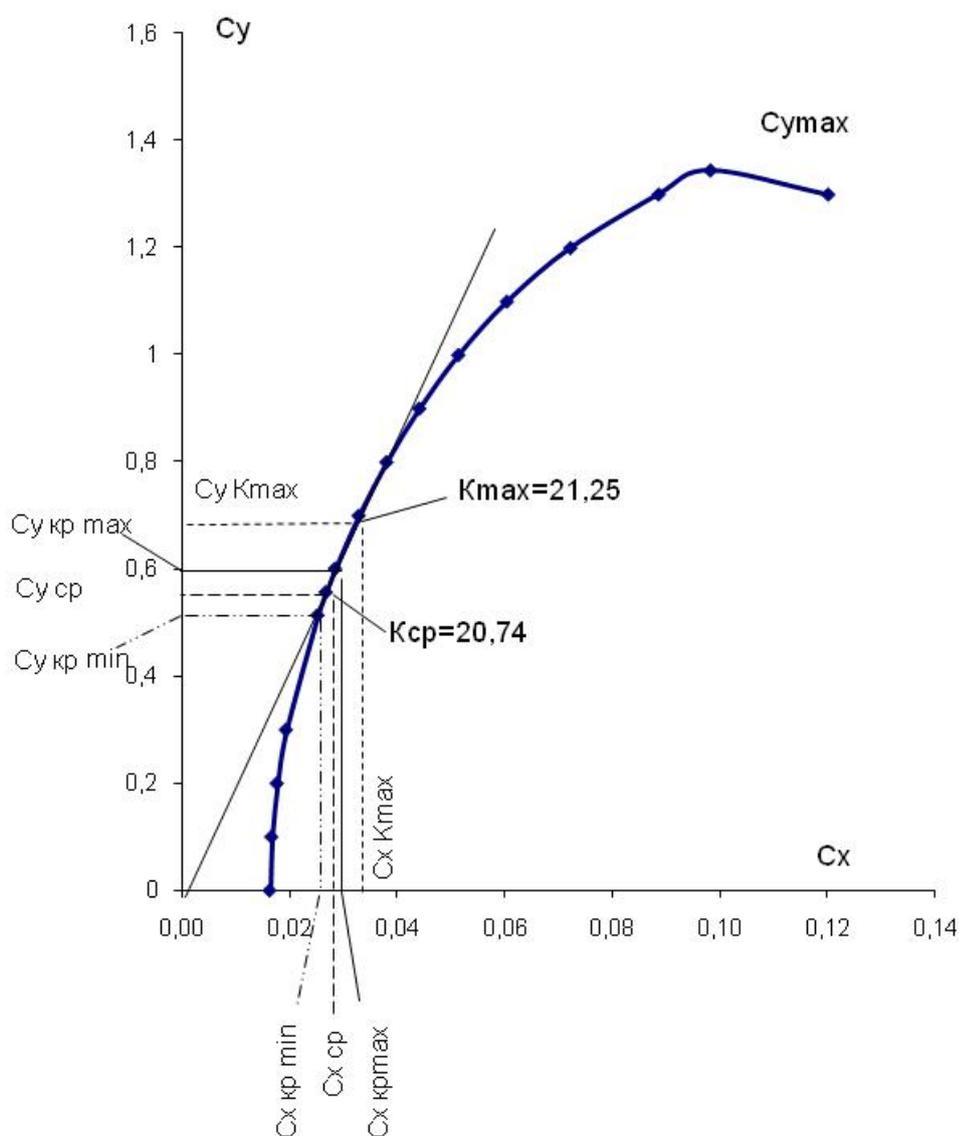


Рис.1 Поляра самолета для $M_{кр}$

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. "Конструкция самолетов" Житомерский Г.И. Москва, "Машиностроение" 1991.

2. "Аэродинамика" Мхитарян А.М. Москва, "Машиностроение" 1986г.

3. Султанов А.Х., Алиакбаров Д.Т. «Расчет аэродинамических характеристик дозвуковых самолетов». Методические указания по выполнению курсовой работы по дисциплине «Аэродинамика и конструкция летательных аппаратов» Ташкент, 2012г.

4. Интернет сайты:

http://ru.wikipedia.org/wiki/Пассажирский_самолёт

<http://www.airwar.ru/firm/a.html>