

**МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО
ОБРАЗОВАНИЯ РЕСПУБЛИКИ УЗБЕКИСТАН**

ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

АВИАЦИОННЫЙ ФАКУЛЬТЕТ

Кафедра: «Конструкция и проектирование летательных аппаратов»

УДК 629.735.33.01

Салтанатов А.Х.

**“РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
ДОЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ”**

направления образования 5520800 «Авиастроение и ракетно-космическая
техника»

ТАШКЕНТ-2012

ВВЕДЕНИЕ

Промышленность является одной из ведущих подотраслей авиации в Республике Узбекистан. Выпуск меди в нашей стране постоянно растет, а технология ее получения непрерывно совершенствуется.

Для переработки зачистей с целью получения металлической частей применяют как пиро-, так и гидрометаллургические процессы.

В общем объеме производства летательных на долю пирометаллургических способов приходится около 85 % мирового выпуска этого металла.

Пирометаллургическая технология предусматривает переработку исходного сырья с последующим ее обязательным рафинированием. Если принять во внимание, что основная масса самолёта.

Применение основного распорно-подвесного свода позволило на заводах увеличить кампанию печей до нескольких лет. На ряде заводов применяется система мокрого шихтоприготовления. Совершенствование систем загрузки, оптимизация тепловых нагрузок, улучшение состава отвальных шлаков позволило многим предприятиям из года в год повышать извлечение меди в штейн и в настоящее время на ряде предприятий оно значительно превышает 97%.

Все возможности совершенствования отражательной плавки использованы еще далеко не полностью. Дальнейшая интенсификация процесса и снижение удельного расхода топлива может быть достигнута путем широкого внедрения рассредоточенной подачи кислорода в отражательные печи.

АЛГОРИТМ РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТОВ С БОЛЬШОЙ ДОЗВУКОВОЙ СКОРОСТЬЮ ПОЛЕТА ($M=0,78...0,92$).

Исходные данные:

1. Схема самолета в 3-х проекциях;
2. Максимальная крейсерская скорость самолета: $V_{кр.max.}$, км/ч;
3. Крейсерская (расчетная) скорость: $V_{кр.}$, км/ч:
$$V_{кр.} = (0,93...0,94) \cdot V_{кр.max.}$$
4. Расчетная высота крейсерского полета: H_p , км:
(Задается в ТЗ, $H_p = (9...14)$ км).
5. Взлетная масса самолета: m_0 , кг;
6. Площадь крыла: $S_{кр}$, m^2 ;
7. Размах крыла: $L_{кр}$, м;
8. Относительная толщина профиля в корневом сечении крыла \bar{c}_0 ;
9. Относительная толщина профиля в концевом сечении крыла $\bar{c}_{кц}$;
10. Длина фюзеляжа: L_f , м;
11. Эквивалентный диаметр фюзеляжа: d_f , м;
12. Удлинение фюзеляжа: λ_f ;
13. Площадь ГО: $S_{го}$, m^2 ;
14. Размах ГО: $L_{го}$, м;
15. Относительная толщина профиля ГО: $\bar{c}_{0го}$;
16. Площадь ВО: $S_{во}$, m^2 ;
17. Высота ВО: $h_{во}$, м;
18. Относительная толщина профиля ВО: $\bar{c}_{0во}$;
19. Кинематический коэффициент вязкости на H_p : ν_n , $m^2/сек$:

$$v_H = \frac{1,712 \cdot 10^{-6} \cdot (1 + 0,0008 \cdot t_H)^2 \cdot \sqrt{1 + 0,0003665 \cdot t_H}}{\rho_H}$$

20. Скорость звука на расчетной высоте: a_H , км/ч:

$$a_H = 1225 \cdot \sqrt{1 - 0,02257 \cdot H_p} \text{ до } H_p = 11 \text{ км}$$

при $H_p > 11 \text{ км}$, $a_H = 1062 \text{ км/ч} = 295 \text{ м/с} = \text{const}$;

21. Число Маха – M , соответствующее крейсерской скорости полета на расчетной высоте:

$$M = V_{кр} / a_H$$

22. Температура воздуха на расчетной высоте: t_H , °С:

$$t_H = 15,16 - 6,5 \cdot H_p$$

при $H_p \geq 11 \text{ км}$, $t_H = -56,5^\circ \text{С}$;

23. Плотность воздуха на расчетной высоте: ρ_H , кг/м³:

$$\rho_H = 0,125 \cdot \left(1 - \frac{H_p}{44,308}\right)^{4,2553}$$

1. Коэффициент сопротивления крыла.

$$C_{хкр} = C_{x0} + C_{xi}$$

C_{x0} – коэффициент вредного лобового сопротивления:

$$C_{x0} = C_{xp} + C_{xв}$$

C_{xp} – коэффициент профильного сопротивления:

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

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

$$\bar{c}_{cp} = \frac{\bar{c}_0 \cdot \eta + \bar{c}_{кц}}{\eta + 1}$$

C_f – коэффициент трения крыла:

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

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

$$Re_{кр} = \frac{V_{кр} \cdot b_{ср}}{v_H}$$

$b_{ср}$ - средняя геометрическая хорда крыла:

$$b_{ср} = \frac{b_0 + b_{кц}}{2}$$

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

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

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

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

$$\bar{S}_{ом} = 1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_{пф}$$

$k_{инт}$ – коэффициент интерференции;

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

$$k_{инт} = 0,8 \text{ – схема среднеплан;}$$

$$k_{инт} = 0,9 \text{ – схема высокоплан;}$$

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

$$\bar{S}_{пф} = S_{пф} / S_{кр}$$

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

$$S_{пф} \approx b_0 \cdot d_{ф}$$

$\bar{I}_{ш}$ – относительный размах щелей образуемых предкрылками, закрылками, элеронами:

$$\bar{I}_{ш} \approx 0,8$$

$C_{хв}$ – коэффициент волнового сопротивления:

если $M > M'_{\text{крит}}$:

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

если $M < M'_{\text{крит}}$:

$$C_{\text{хв}} = 0$$

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

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

χ_c – стреловидность по максимальной толщине профиля крыла:

$$\chi_c \text{ по } (0,30 \cdot b), \quad \chi_c \approx 0,9 \dots 0,94 \cdot \chi_{n/\kappa} \text{ или } \chi_c \cong \chi_{1/4}.$$

k_c – коэффициент, учитывающий использование суперкритических профилей:

используются суперкритический профиль - $k_c \approx (1,06 \dots 1,08)$;

используется обычный профиль $k_c = 1$.

ε – показатель адиабаты воздуха:

$$\varepsilon = 1,4$$

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

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

C_{xi} – коэффициент индуктивного сопротивления:

если $M > M'_{\text{крит}}$:

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

если $M < M'_{\text{крит}}$:

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

C_y – коэффициент аэродинамической подъемной силы;

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

$$\lambda_{\text{эф.сж}} = \frac{\lambda_{\text{эф.несж}}}{1 + \delta_{\text{сж}}}$$

$$\lambda_{\text{эф.несж}} = \frac{\lambda'_{\text{кр}}}{1 + \delta_{\text{несж}}}$$

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

$$\lambda'_{\text{кр}} = \frac{(I'_{\text{кр}})^2}{S_{\text{кр}} + 2 \cdot S_{\text{кк}}}$$

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

$$I'_{\text{кр}} \approx I_{\text{кр}} + 1,6 \cdot b_{\text{кц}}$$

$S_{\text{кк}}$ – площадь концевого крылышка, м²:

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

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

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

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

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

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

$$M''_{\text{крит}} = M'_{\text{крит}} - C_y^{3/2} \cdot (\bar{c}_{\text{ср}})^{1/2}$$

2. Коэффициент сопротивления фюзеляжа.

$$C_{\text{хф}} = C_{\text{иф}} \cdot \eta_{\text{с}} \cdot \eta_{\text{м}} \cdot S_{\text{ом.ф}} / S_{\text{м.ф}} + \Delta C_{\text{хфи}} + \Delta C_{\text{хф.д}}$$

$S_{\text{ом.ф}}$ - площадь омываемой поверхности фюзеляжа:

$$S_{\text{ом.ф}} = 2,85 \cdot l_{\text{ф}} \cdot \sqrt{S_{\text{м.ф}}}$$

$S_{\text{м.ф}}$ – площадь миделя фюзеляжа:

$$S_{\text{м.ф}} = \frac{\pi \cdot d_{\text{ф}}^2}{4}$$

$C_{\text{фф}}$ – коэффициент трения для фюзеляжа:

$$C_{\text{фф}} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg \text{Re}_{\text{ф}})^{2,58}}$$

$\text{Re}_{\text{ф}}$ – число Рейнольдса для фюзеляжа:

$$\text{Re}_{\text{ф}} = \frac{V_{\text{кр}} \cdot l_{\text{ф}}}{\nu_{\text{н}}}$$

$\eta_{\text{с}}$ – коэффициент, учитывающий удлинение:

$$\eta_{\text{с}} = 1,28 - 0,02 \cdot \lambda_{\text{ф}}$$

$\eta_{\text{м}}$ – коэффициент, учитывающий крейсерскую скорость:

$$\eta_{\text{м}} = 1,33 + 0,98 \cdot 10^{-6} \cdot V_{\text{кр}}^2 - 0,721 \cdot 10^{-3} \cdot V_{\text{кр}}$$

$\Delta C_{\text{хфi}}$ – дополнительное индуктивное сопротивление:

$$\Delta C_{\text{хфi}} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot V_{\text{ф}}^{2/3} / S_{\text{м.ф}}$$

$V_{\text{ф}}$ – объем фюзеляжа по внешнему контуру, м³:

$$V_{\text{ф}}^{\text{т}} = k_{\text{ф}} \cdot \frac{\pi \cdot d_{\text{ф}}^2}{4} \cdot l_{\text{ф}}$$

$k_{\text{ф}} = 0,75 \dots 0,8$ – коэффициент формы фюзеляжа;

$\Delta C_{\text{хф.д}}$ – дополнительное донное сопротивление:

$$\Delta C_{\text{хф.д}} = 0,0104 / S_{\text{м.ф}}$$

3. Коэффициент сопротивления ГО.

$$C_{\text{хго}} = C_{\text{х0го}} + C_{\text{хiго}}$$

$C_{\text{х0го}}$ – коэффициент вредного лобового сопротивления ГО:

$$C_{\text{х0го}} = C_{\text{хрго}} + C_{\text{хвго}}$$

$C_{x\text{pго}}$ – коэффициент профильного сопротивления ГО:

$$C_{x\text{pго}} = 2 \cdot C_{f\text{го}} \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{\text{срго}}) \cdot [1 + \bar{c}_{\text{срго}} (5M - 3)] \cdot \bar{S}_{\text{омго}} + 0,001 \cdot \bar{I}_{\text{ш}}$$

$\bar{c}_{\text{срго}}$ – средняя относительная толщина ГО:

$$\bar{c}_{\text{срго}} = \frac{\bar{c}_{0\text{го}} \cdot \eta_{\text{го}} + \bar{c}_{\text{кцго}}}{\eta_{\text{го}} + 1}$$

$\bar{S}_{\text{омго}}$ – относительная омываемая поверхность ГО:

$$\bar{S}_{\text{омго}} = 1 - k_{\text{инт}} \cdot \bar{S}_{\text{пф.го}}$$

$k_{\text{инт}}$ – коэффициент интерференции:

$$k_{\text{инт}} = 0,8 \text{ – нормальная схема оперения;}$$

$$k_{\text{инт}} = 0 \text{ – T-образная и крестообразная схемы оперения;}$$

$\bar{S}_{\text{пф.го}}$ – относительная подфюзеляжная площадь ГО:

$$\bar{S}_{\text{пф.го}} = S_{\text{пф.го}} / S_{\text{го}}$$

$S_{\text{пф.го}}$ – площадь подфюзеляжной части ГО, определяется по чертежу вид сверху;

$\bar{I}_{\text{ш}}$ – относительный размах щелей образуемых рулем высоты:

$$\bar{I}_{\text{ш}} \approx 0,8$$

$C_{f\text{го}}$ – коэффициент трения ГО:

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

$\text{Re}_{\text{го}}$ – число Рейнольдса для ГО:

$$\text{Re}_{\text{го}} = \frac{V_{\text{кр}} \cdot b_{\text{ср.го}}}{\nu_{\text{н}}}$$

$b_{\text{ср.го}}$ - средняя геометрическая хорда ГО:

$$b_{\text{ср.го}} = \frac{b_0^{\text{го}} + b_{\text{кц}}^{\text{го}}}{2}$$

$C_{\text{хвго}}$ – коэффициент волнового сопротивления ГО:

если $M > M'_{ГО}$:

$$C_{хвГО} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \lambda_{ГО} \cdot (\bar{c}_{срГО})^2 \cdot \cos^2 \chi_{ГО}}{2 + \lambda_{ГО} \cdot (\bar{c}_{срГО})^{1/3} \cdot \cos^{5/3} \chi_{ГО}} \cdot \left(\frac{M - M'_{ГО}}{M_{смаxГО} - M'_{ГО}} \right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{M - M'_{ГО}}{M_{смаxГО} - M'_{ГО}} \right)$$

если $M < M'_{ГО}$:

$$C_{хвГО} = 0$$

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

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

k_c – коэффициент учитывающий использование суперкритических профилей:

- используется обычный профиль $k_c = 1$.

\varkappa – показатель адиабаты воздуха:

$$\varkappa = 1,4$$

$M_{смаxГО}$ – число M соответствующее максимальному значению волнового

сопротивления – $C_{хвмаx}$:

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

$C_{yГО}$ – коэффициент аэродинамической подъемной силы;

$C_{xiГО}$ – коэффициент индуктивного сопротивления ГО:

если $M > M'_{ГО}$:

$$C_{xiГО} = \frac{C_{yГО}^2}{\lambda_{эф.сж.го}}$$

если $M < M'_{ГО}$:

$$C_{xiГО} = \frac{C_{yГО}^2}{\lambda_{эф.несж.го}}$$

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

$$C_{y_{го}} = 0,03 \cdot C_y$$

$\lambda_{эф.сж.го}$ – эффективное удлинение для ГО в сжимаемом (сверхзвуковом)

потоке:

$$\lambda_{эф.сж.го} = \frac{\lambda_{эф.несж.го}}{1 + \delta_{сж.го}}$$
$$\lambda_{эф.несж.го} = \frac{\lambda_{го}}{1 + \delta_{несж.го}}$$

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

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

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

$$\delta_{сж.го} = \begin{cases} \lambda_{го} \cdot (\bar{c}_{срго})^{1/3} \cdot (M - M''_{го})^3 & \text{при } 1 > M > M''_{го} \\ 0 & \text{при } M \leq M''_{го} \end{cases}$$

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

$$M''_{го} = M'_{го} - C_{y_{го}}^{3/2} \cdot (\bar{c}_{срго})^{1/2}$$

4. Коэффициент сопротивления ВО.

$$C_{x_{во}} = C_{x0_{во}} = C_{xрво} + C_{xвво}$$

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

$C_{xрво}$ – коэффициент профильного сопротивления ВО:

$$C_{xрво} = 2 \cdot C_{f_{во}} \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{срво}) \cdot [1 + \bar{c}_{срво} (5M - 3)] \cdot \bar{S}_{омво} + 0,001 \cdot \bar{I}_{ш}$$

$\bar{c}_{срво}$ – средняя относительная толщина ВО:

$$\bar{c}_{срво} = \frac{\bar{c}_{0_{во}} \cdot \eta_{во} + \bar{c}_{кц_{во}}}{\eta_{во} + 1}$$

$\bar{S}_{омво}$ – относительная омываемая поверхность ВО:

$$\bar{S}_{омво} = 1$$

$\bar{I}_{ш}$ – относительный размах щелей образуемых рулем направления:

$$\bar{I}_{ш} \approx 0,8$$

$C_{f_{BO}}$ – коэффициент трения ВО:

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

Re_{BO} – число Рейнольдса для ВО:

$$Re_{BO} = \frac{V_{кр} \cdot b_{ср.ВО}}{v_H}$$

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

$$b_{ср.ВО} = \frac{b_0^{BO} + b_{кц}^{BO}}{2}$$

$C_{x_{BVO}}$ – коэффициент волнового сопротивления ВО:

если $M > M'_{BO}$:

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

если $M < M'_{BO}$:

$$C_{x_{BVO}} = 0$$

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

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

k_c – коэффициент учитывающий использование суперкритических профилей:

- используется обычный профиль $k_c = 1$.

\varkappa – показатель адиабаты воздуха:

$$\varkappa = 1,4$$

$M_{c_{\max \text{ во}}}$ – число М соответствующее максимальному значению волнового сопротивления – $C_{\text{хв max}}$:

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

5. Коэффициент сопротивления гондол двигателей.

$$C_{\text{хг}} = n_{\text{дв}} \cdot (C_{\text{фг}} \cdot \eta_{\text{с}} \cdot \eta_{\text{м}} \cdot S_{\text{ом.г}} / S_{\text{м.г}} + \Delta C_{\text{хгi}} + \Delta C_{\text{хг,д}})$$

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

$$S_{\text{ом.г}} = 2,85 \cdot l_{\text{г}} \cdot \sqrt{S_{\text{м.г}}}$$

$S_{\text{м.г}}$ – площадь миделя гондолы:

$$S_{\text{м.г}} = \frac{\pi \cdot d_{\text{г.э}}^2}{4}$$

$l_{\text{г}}$ - длина гондолы;

$d_{\text{г.э}}$ - эквивалентный диаметр гондолы;

$C_{\text{фг}}$ – коэффициент трения для гондолы:

$$C_{\text{фг}} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg \text{Re}_{\text{г}})^{2,58}}$$

$\text{Re}_{\text{г}}$ – число Рейнольдса для гондолы двигателя:

$$\text{Re}_{\text{г}} = \frac{V_{\text{кр}} \cdot l_{\text{г}}}{v_{\text{н}}}$$

$\eta_{\text{с}}$ – коэффициент, учитывающий удлинение:

$$\eta_{\text{с}} = 1,28 - 0,02 \cdot \lambda_{\text{г}}$$

$\lambda_{\text{г}}$ - удлинение гондолы: $\lambda_{\text{г}} = l_{\text{г}} / d_{\text{г.э}}$;

$\eta_{\text{м}}$ – коэффициент, учитывающий крейсерскую скорость:

$$\eta_{\text{м}} = 1,33 + 0,98 \cdot 10^{-6} \cdot V_{\text{кр}}^2 - 0,721 \cdot 10^{-3} \cdot V_{\text{кр}}$$

$\Delta C_{\text{хгi}}$ – дополнительное индуктивное сопротивление:

$$\Delta C_{\text{хгi}} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot V_{\text{г}}^{2/3} / S_{\text{м.г}}$$

V_{Γ} – объем гондолы, м³:

$$V_{\Gamma} = k_{\Gamma} \cdot \frac{\pi \cdot d_{\Gamma.э}^2}{4} \cdot l_{\Gamma};$$

$k_{\Gamma} = 0,75 \dots 0,8$ – коэффициент формы гондолы;

$\Delta C_{\text{хг.д}}$ – дополнительное донное сопротивление:

$$\Delta C_{\text{хг.д}} = 0,0104 / S_{\text{м.г}}$$

6. Коэффициент сопротивления самолета в целом.

$$C_{\text{хс}} = \sum C_{\text{xi}} + \sum C_{\text{хв}} + \sum C_{\text{хр}}$$

$C_{\text{хс}}$ – коэффициент сопротивления самолета в целом.

$\sum C_{\text{xi}}$ – суммарное индуктивное сопротивление:

$$\sum C_{\text{xi}} = C_{\text{xiкр}} + C_{\text{xiго}} \cdot S_{\text{го}} / S_{\text{кр}}$$

$\sum C_{\text{хв}}$ – суммарное волновое сопротивление:

$$\sum C_{\text{хв}} = C_{\text{хвкр}} + (C_{\text{хвго}} \cdot S_{\text{го}} + C_{\text{хвво}} \cdot S_{\text{во}}) / S_{\text{кр}}$$

$\sum C_{\text{хр}}$ – суммарное профильное сопротивление:

$$\sum C_{\text{хр}} = C_{\text{хркр}} + (C_{\text{хрго}} \cdot S_{\text{го}} + C_{\text{хрво}} \cdot S_{\text{во}} + C_{\text{хрф}} \cdot S_{\text{м.ф}} + C_{\text{хрг}} \cdot S_{\text{м.г}}) / S_{\text{кр}}$$

Вычисления удобно вести в таблицу

таблица 1

C_y	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	...	$C_{y.max}$
C_y^2								
$\sum C_{\text{xi}}$								
$C_{\text{х.с}}$								
K								

На рисунке 1 представлена зависимость коэффициента подъемной силы C_y от коэффициента сопротивления самолета $C_{\text{хс}}$, т.е. поляра самолета для крейсерского режима полета.

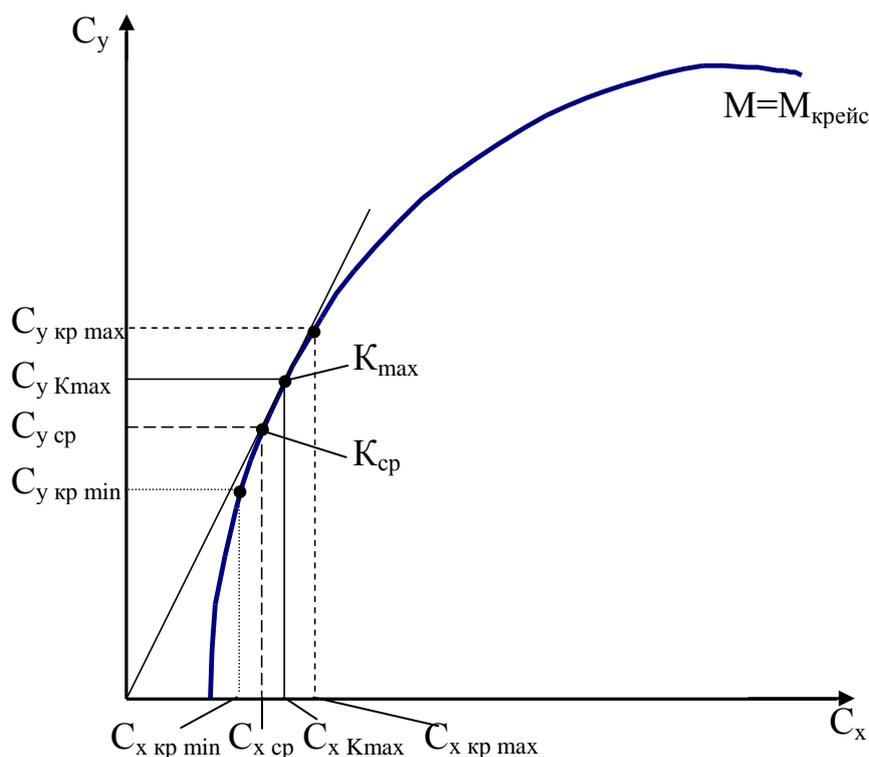


Рис. 1. Поляра самолета для крейсерского режима полета.

На поляре можно определить следующие характерные параметры:

$C_{y_{кр max}}$ – максимальное значение коэффициента подъемной силы, соответствующий начальной точке крейсерского участка полета:

$$C_{y_{кр max}} = \frac{2 \cdot 0,95 \cdot m_0}{\rho_n \cdot V_{кр}^2 \cdot S_{кр}} ;$$

$C_{y_{кр min}}$ – минимальное значение коэффициента подъемной силы, соответствующий конечной точке крейсерского участка полета:

$$C_{y_{кр min}} = \frac{2 \cdot 1,05 \cdot m_{пос}}{\rho_n \cdot V_{кр}^2 \cdot S_{кр}} ;$$

где: $m_{пос} = (m_0 - m_{т.р})$ - посадочная масса самолета;

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

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

$C_{y_{cp}}$ – среднее значение коэффициента подъемной силы, соответствующий крейсерскому режиму полета;

$$C_{y_{cp}} \approx 0,5 \cdot (C_{y_{кр max}} + C_{y_{кр min}})$$

$C_{x \text{ кр max}}, C_{x \text{ Kmax}}, C_{x \text{ ср}}, C_{x \text{ кр min}}$ – 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.

$$K_{\text{max}} = \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{max}} = \frac{C_{y \text{ Kmax}}}{C_{x \text{ Kmax}}} \text{ – максимальное значение аэродинамическое}$$

качество самолета.

$$K_{\text{ср}} = \left(\frac{C_{y \text{ ср}}}{C_{x \text{ ср}}} \right) \text{ – среднее значение аэродинамического качества самолета при}$$

полете на расчетную дальность.

II. АЛГОРИТМ РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕГКИХ САМОЛЕТОВ.

Исходные данные:

1. Схема самолета в 3-х проекциях;
2. Максимальная крейсерская скорость самолета: $V_{кр.мах.}$, км/ч;
3. Крейсерская (расчетная) скорость полета: $V_{кр}$, км/ч;
$$V_{кр.} = (0,93...0,94) \cdot V_{кр.мах.}$$
4. Расчетная высота полета: $H_{расч}$, м;
5. Взлетная масса самолета: m_0 , кг;
6. Площадь крыла: $S_{кр}$, м²;
7. Размах крыла: $L_{кр}$, м;
8. Относительная толщина профиля в корневом сечении крыла \bar{c}_0 ;
9. Относительная толщина профиля в концевом сечении крыла $\bar{c}_{кц}$;
10. Длина фюзеляжа: $L_{ф}$, м;
11. Эквивалентный диаметр фюзеляжа: $d_{ф}$, м;
12. Удлинение фюзеляжа: $\lambda_{ф}$;
13. Площадь ГО: $S_{го}$, м²;
14. Размах ГО: $L_{го}$, м;
15. Относительная толщина профиля ГО: $\bar{c}_{ого}$;
16. Площадь ВО: $S_{во}$, м²;
17. Высота ВО: $h_{во}$, м;
18. Относительная толщина профиля ВО: $\bar{c}_{ово}$;
19. Кинематический коэффициент вязкости воздуха на $H_{расч}$: ν_H , м²/сек;
20. Скорость звука на расчетной высоте a_H , м/с.
21. Число Маха – M , соответствующее крейсерской скорости полета на расчетной высоте:

$$M = V_{кр} / a_H$$

1. РАСЧЕТ И ПОСТРОЕНИЕ ПОЛЯРЫ САМОЛЕТОВ

1.1. Коэффициент сопротивление крыла

Минимальный коэффициент аэродинамического сопротивления крыла равен:

$$C_{x_{кр}} = C_{x_p} + \sum \Delta C_x + C_{xi}$$

где C_{x_p} - коэффициент профильного сопротивления

$\sum \Delta C_x$ - сумма коэффициентов дополнительных сопротивлений для учета конструктивных особенностей крыла, надстроек, щелей и т.д.

Коэффициент профильного сопротивления определяется по формуле:

$$C_{x_p} = 0,925 \cdot k_1 \cdot c_f \cdot \eta_c \cdot \eta_m$$

где k_1 - коэффициент, учитывающий наличие гондол двигателей;

$k_1 = 2$ - если крыло без гондол двигателей;

$k_1 = 2 - S_{кр.г.д.}/S_{кр}$ - если крыло с гондолами двигателей;

$S_{кр.г.д.}$ - часть площади крыла, занятой гондолами двигателей

c_f - коэффициент трения плоской пластинки;

η_c - коэффициент, учитывающий переход от плоской пластинки к профилю крыла;

η_m - коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости воздуха на профильное сопротивление.

Коэффициент трения плоской пластинки:

$$c_f = c_{fл} \cdot \bar{x}_T + c_{fг} \cdot (1 - \bar{x}_T)$$

Коэффициент трения в условиях ламинарного пограничного слоя:

$$c_{fл} = 1,328 / \sqrt{Re_{л}}$$

где $Re_{л}$ - число Рейнольдса ламинарного пограничного слоя, определяется по формуле

$$Re_{л} = V_{кр} \cdot b_{эк} \cdot \bar{x}_T / \nu$$

где $b_{эк} = \frac{S_{кр}}{L_{кр}}$ - эквивалентная хорда;

ν - кинематический коэффициент вязкости воздуха (см. табл. 4);

Коэффициент трения в условиях турбулентного пограничного слоя:

$$c_{фт} = 0,072 / Re_T^{0,2}$$

где Re_T - число Рейнольдса турбулентного пограничного слоя, определяется по формуле

$$Re_T = V_{кр} \cdot b_{эк} \cdot (1 - \bar{x}_T) / \nu$$

где \bar{x}_T - точка перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный

$\bar{x}_T \approx \bar{x}_c$ - для прямых крыльев.

Коэффициент η_c и η_M определяется в зависимости от средней относительной толщины профиля и числа M полета:

$$\eta_c = 1 + 3,5 \cdot \bar{c}_{ср};$$

$$\eta_M = 1 + 0,1 \cdot M^2$$

где $\bar{c}_{ср} = (\bar{c}_0 + \bar{c}_{кц}) / 2$ - средняя относительная толщина профиля крыла;

M – число Маха, соответствующее крейсерской скорости полета на расчетной высоте.

Дополнительное сопротивление крыла $\sum \Delta C_x$

$\sum \Delta C_x$ вводится для учета конструктивных особенностей крыла и его слагаемые ΔC_x имеют следующие значения.

$\Delta C_{x,\text{кон}} = 0,0006$ - потайная клепка.

Сопротивление щелей на крыле можно учесть с помощью следующих зависимостей.

Щель между крылом и предкрылком:

$$\Delta C_{x,\text{пр}} = 0,001 \cdot L_{\text{щ.пр}} / L_{\text{кр}} + 0,00005$$

$L_{\text{щ.пр}}$ – размах щелей образуемых предкрылком;

Щель между крылом и закрылком:

$$\Delta C_{x,\text{зк}} = 0,0015 \cdot L_{\text{щ.зк}} / L_{\text{кр}}$$

$L_{\text{щ.зк}}$ – размах щелей образуемых закрылком;

Щель между крылом и элероном:

$$\Delta C_{x,\text{эл}} = 0,0015 \cdot L_{\text{щ.эл}} / L_{\text{ом}}$$

$L_{\text{щ.эл}}$ – размах щелей образуемых элероном;

$L_{\text{ом}}$ – размах омываемой поверхности крыла, $L_{\text{ом}} = L_{\text{кр}} - b_{\text{ф}}$;

$b_{\text{ф}}$ – ширина фюзеляжа.

$$\sum \Delta C_x = \Delta C_{x,\text{кон}} + \Delta C_{x,\text{пр}} + \Delta C_{x,\text{зк}} + \Delta C_{x,\text{эл}}$$

1.2. Коэффициент сопротивление фюзеляжа

Для легких самолетов $c_{\text{ха.ф}}$ можно найти по следующей формуле:

$$C_{x,\text{ф}} = C_{x,\text{р.ф}} + \Delta C_{x,\text{ф}} + \sum \Delta C_x^{\text{над}} S_{\text{над}} / S_{\text{м.ф.}}$$

где $C_{x,\text{р.ф}}$ - профильное сопротивление фюзеляжа; $\Delta C_{x,\text{ф}}$ - коэффициент дополнительного сопротивления, учитывающий конструктивные особенности фюзеляжа; $\Delta C_x^{\text{над}}$ - коэффициент сопротивления надстроек фюзеляжа; $S_{\text{над}}$ - площадь миделя какой-либо надстройки.

Коэффициент профильного сопротивления фюзеляжа без надстроек равен:

$$C_{x,\text{р.ф}} = c_{\text{ф}} \cdot \eta_{\lambda} \cdot \eta_M \cdot S_{\text{ом}} / S_{\text{м.ф}}$$

где $c_{f\phi}$ - коэффициент трения плоской пластинки; η_λ - коэффициент, учитывающий влияние удлинения фюзеляжа; η_M - коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости воздуха; $S_{ом}$ - площадь омываемой поверхности фюзеляжа; $S_{м.ф}$ - площадь миделя фюзеляжа.

Коэффициент трения для фюзеляжа:

$$C_{f\phi} = \frac{C_{f0}}{(\lg Re_\phi)^{2,58}}$$

Доля коэффициента трения плоской пластины:

$$C_{f0} = \frac{0,455}{(1 + 0,1M^2)^{\frac{2}{3}}}$$

Число Рейнольдса фюзеляжа:

$$Re_\phi = V_{кр} \cdot L_\phi / \nu$$

Коэффициенты η_λ и η_M определяется в зависимости от λ_ϕ и $V_{кр}$:

$$\eta_\lambda = 1,28 - 0,02 \cdot \lambda_\phi$$

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

Омываемая поверхность фюзеляжа:

$$S_{ом} = (S_{ф.б.} + S_{ф.п.}) \cdot (2 - 0,4 S_{ф.п.} / S_{ф.б.})$$

где $S_{ф.п.}$ - площадь проекции фюзеляжа в плане;

$S_{ф.б.}$ - площадь проекции фюзеляжа сбоку.

Коэффициент дополнительного сопротивления фюзеляжа $\Delta C_{x,\phi}$:

- средняя часть фюзеляжа прямоугольная 0,0...0,015

- на фюзеляже установлен поршневой звездообразный двигатель 0,025...0,03
- на фюзеляже установлен рядный поршневой двигатель 0,005...0,01
- на фюзеляже установлен газотурбинный двигатель 0,005

Значение коэффициента $\sum \Delta C_x^{\text{над}}$:

- фонарь кабины с плоскими гранями и коротким гаргротом (Як-18) - 0,01...0,04
- фонарь плавно переходящий в хвостовую часть фюзеляжа (типа Як-18Т) - 0,005
- фонарь с плоским передним стеклом, плавно переходящий в хвостовую часть фюзеляжа - 0,012
- фонарь на фюзеляже транспортного самолета (типа Як-40, Ан-14) - 0,012
- фонарь со скругленной передней частью на фюзеляже транспортного самолета (типа Фалкон-10) - 0,0095

1.3. Коэффициент сопротивление ГО

Минимальный коэффициент аэродинамического сопротивления ГО равен:

$$C_{x_{го}} = C_{x_{р.го}} + \Delta C_{x_{го}} + \sum C_{x_{го}}$$

где $C_{x_{р.го}}$ - коэффициент профильного сопротивления ГО;

$\sum \Delta C_{x_{го}}$ - сумма коэффициентов дополнительных сопротивлений ГО.

$\Delta C_{x_{го}} = 0,0012$ - если рули высоты ГО без аэродинамической компенсации;

$\Delta C_{x_{го}} = 0,0022$ - если рули высоты с осевой компенсацией

Коэффициент профильного сопротивления определяется по формуле:

$$C_{x_{р.го}} = 0,925 \cdot 2 \cdot c_f \cdot \eta_c$$

где c_f - коэффициент трения плоской пластинки;

η_c - коэффициент, учитывающий переход от плоской пластинки к профилю крыла;

Коэффициент трения плоской пластинки:

$$c_f = c_{fл} \cdot \bar{x}_T + c_{fт} \cdot (1 - \bar{x}_T)$$

Коэффициент трения в условиях ламинарного пограничного слоя:

$$c_{fл} = 1,328 / \sqrt{Re_{л}}$$

где $Re_{л}$ - число Рейнольдса ламинарного пограничного слоя, определяется по формуле

$$Re_{л} = V_{кр} \cdot b_{ср.го} \cdot \bar{x}_T / \nu$$

где $b_{эк.го} = \frac{S_{го}}{L_{го}}$ - эквивалентная хорда ГО;

Коэффициент трения в условиях турбулентного пограничного слоя:

$$c_{fт} = 0,072 / Re_{т}^{0,2}$$

где $Re_{т}$ - число Рейнольдса турбулентного пограничного слоя, определяется по формуле

$$Re_{т} = V_{кр} \cdot b_{ср.го} \cdot (1 - \bar{x}_T) / \nu$$

где $\bar{x}_T \approx \bar{x}_c$ - точка перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный.

Коэффициент η_c определяется в зависимости от средней относительной толщины профиля:

$$\eta_c = 1 + 3,5 \cdot \bar{c}_{ср};$$

где $\bar{c}_{ср} = (\bar{c}_0 + \bar{c}_{кц}) / 2$ - средняя относительная толщина профиля ГО.

Дополнительное сопротивление ГО.

$$\sum \Delta C_{x,ГО} = \Delta C_{x,КОН} + \Delta C_{x,РВ}$$

$\Delta C_{x,КОН} = 0,0003$ - потайная клепка.

Сопротивление щели между ГО и РВ:

$$\Delta C_{x,РВ} = 0,0015 \cdot L_{щ,РВ} / L_{ГО}$$

$L_{щ,РВ}$ – размах щелей образуемых рулем высоты.

1.4. Коэффициент сопротивление ВО

Минимальный коэффициент аэродинамического сопротивления ВО равен:

$$C_{x,ВО} = C_{x,Р,ВО} + \Delta C_{x,ВО} + \sum \Delta C_{x,ВО}$$

где $C_{x,Р,ВО}$ - коэффициент профильного сопротивления ВО;

$\Delta C_{x,ВО} = 0,0012$ - если рули направления ВО без аэродинамической компенсации;

$\Delta C_{x,ВО} = 0,0022$ - если рули направления с осевой компенсацией

$\sum \Delta C_{x,ВО}$ - сумма коэффициентов дополнительных сопротивлений ВО.

Коэффициент профильного сопротивления определяется по формуле:

$$C_{x,Р,ВО} = 0,925 \cdot 2 \cdot c_f \cdot \eta_c$$

где c_f - коэффициент трения плоской пластинки;

η_c - коэффициент, учитывающий переход от плоской пластинки к профилю крыла;

Коэффициент трения плоской пластинки:

$$c_f = c_{fл} \cdot \bar{x}_T + c_{fг} \cdot (1 - \bar{x}_T)$$

Коэффициент трения в условиях ламинарного пограничного слоя:

$$c_{fл} = 1,328 / \sqrt{Re_{л}}$$

где $Re_{л}$ - число Рейнольдса ламинарного пограничного слоя, определяется по формуле

$$Re_{л} = V_{кр} \cdot b_{ср.во} \cdot \bar{x}_T / \nu$$

где $b_{эк.во} = \frac{S_{во}}{h_{во}}$ - эквивалентная хорда ВО;

Коэффициент трения в условиях турбулентного пограничного слоя:

$$c_{фт} = 0,072 / Re_T^{0,2}$$

где Re_T - число Рейнольдса турбулентного пограничного слоя, определяется по формуле

$$Re_T = V_{кр} \cdot b_{ср.во} \cdot (1 - \bar{x}_T) / \nu$$

где $\bar{x}_T \approx \bar{x}_c$ - точка перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный.

Коэффициент η_c определяется в зависимости от средней относительной толщины профиля:

$$\eta_c = 1 + 3,5 \cdot \bar{c}_{ср};$$

где $\bar{c}_{ср} = (\bar{c}_0 + \bar{c}_{кц}) / 2$ - средняя относительная толщина профиля ВО.

Дополнительное сопротивление ВО.

$$\sum \Delta C_{x.во} = \Delta C_{x.кон} + \Delta C_{x.рн}$$

$\Delta C_{x.кон} = 0,0003$ - потайная клепка.

Сопротивление щели между ВО и РН:

$$\Delta C_{x.рн} = 0,0015 \cdot L_{щ.рн} / L_{во}$$

$L_{щ.рн}$ – размах щелей образуемых рулем направления.

2. СВОДКА ВРЕДНЫХ СОПРОТИВЛЕНИЙ САМОЛЕТА

В сводку вредных сопротивлений самолета, кроме сопротивления рассмотренных основных частей самолета, помещают значения $C_{xдет} * S_{дет}$ — отдельных деталей, являющихся источниками сопротивления.

где: $C_{xдет}$ - коэффициент сопротивление отдельных деталей.

$C_{xдет} = 0,011$ - при наличии сельскохозяйственного оборудования;

$C_{xдет} * S_{дет} = 0,08$ - для обтекателя шасси;

$C_{xдет} * S_{дет} = 0,01$ - для выхлопных патрубков ТВД и ПД;

$C_{xдет} * S_{дет} = 0,005$ - щели капотов ТВД и ПД;

$C_{xдет} * S_{дет} = 0,012$ - антенны и т.п.

Сводка лобовых сопротивлений

таблица 2.

Наименование агрегатов самолета	Количество одинаковых деталей	Площадь $S_{дет}$ или мидель $S_{мид}$, $м^2$	C_x одной детали	$n C_x S_{дет}$
Крыло				
Фюзеляж				
Вертикальное оперение				
Горизонтальное оперение				
С/х оборудование				
Антенны				
Обтекатель и т.п.				
				$\sum C_{ха} S_i$

Коэффициент минимального лобового сопротивления всего самолета:

$$C_{x0} = (1,03 \div 1,05) \frac{\sum C_x S_{дет}}{S_{кр}}$$

Коэффициент (1,03 ÷ 1,05) учитывает увеличение сопротивления из-за мелких его источников, подсчет которых затруднен.

3. КОЭФФИЦИЕНТ ИНДУКТИВНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ

Для крыльев с удлинением $\lambda > 3$ индуктивное сопротивление определяется по формуле

$$C_{xi} = C_y^2 / \pi \lambda_{эф}$$

где C_y - коэффициент подъемной силы крыла; $\lambda_{эф}$ - эффективное удлинение крыла.

Эффективное удлинение крыла определяется по формуле:

$$\lambda_{эф} = \frac{\lambda_{кр}}{1 + \delta_{несж}}$$

где $\lambda_{кр}$ - удлинение крыла;

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

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

4. ПОСТРОЕНИЕ ПОЛЯРЫ САМОЛЕТА

4.1. Немеханизированное крыло

Максимальный коэффициент подъемной силы немеханизированного крыла можно определить по формуле:

$$C_{y,max} = C_{y,max}^{пр} \cdot k_{\eta} \cdot (1 + \cos \chi) / 2$$

где $C_{y,max}^{пр}$ - максимальный коэффициент подъемной силы профиля крыла;

k_{η} - коэффициент, зависящий от сужения крыла в плане.

η	1	2	3	4
k_{η}	0,9	0,94	0,93	0,92

Суммарное сопротивление самолета рассчитывается по формуле

$$C_{x.c} = C_{x0} + C_{xi} + \Delta C_{x.вр}$$

где C_{x0} - коэффициент минимального лобового сопротивления самолета при нулевой подъемной силе;

C_{xi} - коэффициент индуктивного сопротивления;

$\Delta C_{x.вр}$ - дополнительное вредное сопротивление:

$$\Delta C_{x.вр} = \left(1 - e^{-0,1 \cdot (\bar{C}_y - 0,4)^2} \right) \cdot \bar{C}_y^4$$

Поляра самолета строится в следующем последовательности:

1. Задавая рядом значений коэффициента подъемной силы от нуля до $C_{y.max}$, вычислить значения индуктивного сопротивления.
2. Определить значения $\Delta C_{x.вр}$ в зависимости от параметра \bar{C}_y ($\bar{C}_y = C_y / C_{ya.max}$).
3. По формуле $C_{x.c} = C_{x0} + C_{xi} + \Delta C_{x.вр}$ вычислить значения коэффициента сопротивления самолета.

Вычисления удобно вести в таблицу.

таблица 3

C_y	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	...	$C_{y.max}$
C_y^2								
C_{xi}								
\bar{C}_y								
$\Delta C_{x.вр}$								
$C_{x.c}$								
K								

На рисунке 2 представлена зависимость коэффициента подъемной силы C_y от коэффициента сопротивления самолета C_{xc} , т.е. поляра самолета для крейсерского режима полета.

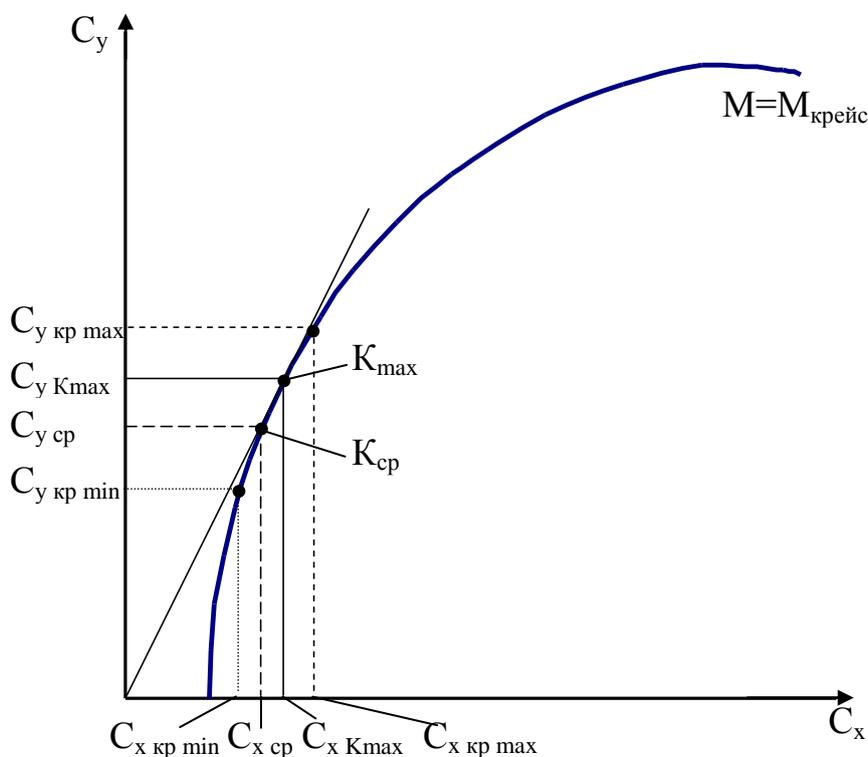


Рис. 2. Поляра самолета для крейсерского режима полета.

На поляре можно определить следующие характерные параметры:

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

$$C_{y\text{кр max}} = \frac{2 \cdot 0,95 \cdot m_0}{\rho_H \cdot V_{\text{кр}}^2 \cdot S_{\text{кр}}} ;$$

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

$$C_{y\text{кр min}} = \frac{2 \cdot 1,05 \cdot m_{\text{пос}}}{\rho_H \cdot V_{\text{кр}}^2 \cdot S_{\text{кр}}} ;$$

где: $m_{\text{пос}} = (m_0 - m_{\text{т.р}})$ - 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;

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

$C_{x\text{ кр max}}$, $C_{x\text{ Kmax}}$, $C_{x\text{ ср}}$, $C_{x\text{ кр min}}$ – 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.

$$K_{\text{max}} = \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{max}} = \frac{C_{y\text{ Kmax}}}{C_{x\text{ Kmax}}} - \text{максимальное значение аэродинамическое}$$

качество самолета.

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

Таблица международной стандартной атмосферы

Таблица 4

Геометрическая высота	Барометрическое давление	Температура	Плотность кг/м ³	Скорость звука	Кинематич. коэффициент вязкости м ² /сек
0	101,32	288,16	1,225	340,28	$1,40 \cdot 10^{-5}$
1000	89,87	281,65	1,112	336,43	$1,58 \cdot 10^{-5}$
2000	79,50	275,14	1,0067	332,52	$1,71 \cdot 10^{-5}$
3000	70,12	268,64	$9,09 \cdot 10^{-1}$	328,56	$1,86 \cdot 10^{-5}$
4000	61,65	262,13	$8,19 \cdot 10^{-1}$	324,56	$2,027 \cdot 10^{-5}$
5000	54,045	255,63	$7,36 \cdot 10^{-1}$	320,51	$2,103 \cdot 10^{-5}$
6000	47,21	249,13	$6,60 \cdot 10^{-1}$	316,41	$2,41 \cdot 10^{-5}$
7000	41,10	242,63	$5,90 \cdot 10^{-1}$	312,25	$2,64 \cdot 10^{-5}$
8000	35,65	236,14	$5,25 \cdot 10^{-1}$	308,05	$2,90 \cdot 10^{-5}$
9000	30,79	229,64	$4,67 \cdot 10^{-1}$	303,05	$3,19 \cdot 10^{-5}$
10000	26,49	223,15	$4,13 \cdot 10^{-1}$	299,45	$3,52 \cdot 10^{-5}$
11000	22,69	216,66	$3,65 \cdot 10^{-1}$	295,07	$3,89 \cdot 10^{-5}$
12000	19,39	216,66	$3,12 \cdot 10^{-1}$	295,07	$4,56 \cdot 10^{-5}$
14000	14,16	216,66	$2,28 \cdot 10^{-1}$	295,07	$6,25 \cdot 10^{-5}$
16000	10,348	216,66	$1,66 \cdot 10^{-1}$	295,07	$8,54 \cdot 10^{-5}$
18000	7,56	216,66	$1,216 \cdot 10^{-1}$	295,07	$1,17 \cdot 10^{-4}$
20000	5,53	216,66	$8,89 \cdot 10^{-2}$	295,07	$1,60 \cdot 10^{-4}$

ЗАКЛЮЧЕНИЯ

Настоящее дипломная работа предназначено для выполнения аэродинамического раздела выпускной квалификационной работы для меня по конструкторскому циклу направления образования 5520800 «Авиастроение и ракетно-космическая техника».

В связи особенностями процесса обтекания самолета воздушным потоком на малых и больших дозвуковых скоростях, работа сделано и состоят из двух частей:

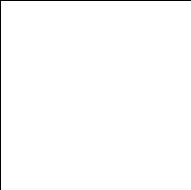
В первой части представлен алгоритм расчета аэродинамических характеристик самолетов транспортной категории с большой дозвуковой скоростью полета.

Во второй части рассматривается расчет аэродинамических характеристик гражданских легких самолетов.

В процессе выпускной работы для сокращения трудоемкости работы расчет аэродинамических характеристик самолета необходимо выполнять на ЭВМ. Для этого разработаны компьютерные программы для расчета аэродинамических характеристик: «AERO-TS» и «AERO-LS».

ЛИТЕРАТУРА :

1. Остославский И.В. Аэродинамика самолета. М.: Оборон, 1957.

- 
2. Овсянников М.П., Мовчан В.Т. Построение поляр самолета. Киев, 1968.
 3. «Проектирование самолетов» учебник для ВУЗов. Под ред. Егер С.М.
М:Машиностроение. 1983 г. 616с.
 4. Бадягин А.А., Мухаммедов Т.А. проектирование легких самолетов.
М:Машиностроение. 1978 г. 208с.