

РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

1. РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

Задачей аэродинамического расчета является определение зависимости коэффициента подъемной силы C_y крыла и коэффициента лобового сопротивления C_x от угла атаки α , а также определение аэродинамического качества K .

Для экраноплана необходимо также определить зависимость этих параметров от высоты крыла над экраном h . В этом случае расчет производится для двух значений h :

А) сразу после отрыва от поверхности взлета и перед ее касанием, при этом высота нижней точки фюзеляжа принимается равной 0, а высота крыла определяется, исходя из геометрии аппарата;

Б) на высоте крейсерского полета, которая выбирается из условий безопасного полета при заданной высоте волн или других препятствий.

1.1. Расчет коэффициента подъемной силы крыла.

Коэффициент подъемной силы крыла (без учета влияния экрана) определяется по формуле:

$$C_y = C_{y_{h \rightarrow \infty}}^\alpha \times (\alpha - \alpha_0); \quad (1.1)$$

$C_{y_{h \rightarrow \infty}}^\alpha$ - производная коэффициента подъемной силы крыла по углу атаки в безграничном пространстве, определяется следующим образом:

$$C_{y_{h \rightarrow \infty}}^\alpha = \frac{C_{y_{проф}}^\alpha \times \lambda}{\lambda + 57.3 \times C_{y_{проф}}^\alpha \times K_\alpha}; \quad (1.3)$$

где $C_{y_{проф}}^\alpha$ - производная коэффициента подъемной силы профиля по углу атаки (берется из характеристик профиля);

$\lambda = l^2/S$ - удлинение крыла;

l - размах крыла.

При наличии на концах крыла шайб, скегов и т.п. их влияние можно выразить как увеличение эффективного размаха крыла. При этом в формуле (1.3) и при расчете удлинения вместо l подставляется $l_{эф}$, в первом приближении равное величине:

$$l_{эф} = l + \frac{4}{5} h_{ш}; \quad (1.4)$$

где $h_{ш}$ - высота шайбы или скега.

K_α - коэффициент, учитывающий влияние формы крыла в плане на скос потока, определяется по формуле:

$$K_\alpha = \frac{1 + \tau}{\pi}; \quad (1.5)$$

где параметр τ определяется по рис.1.2.

$C_{y_{max}}$ и $\alpha_{кр}$ в первом приближении можно взять как у профиля.

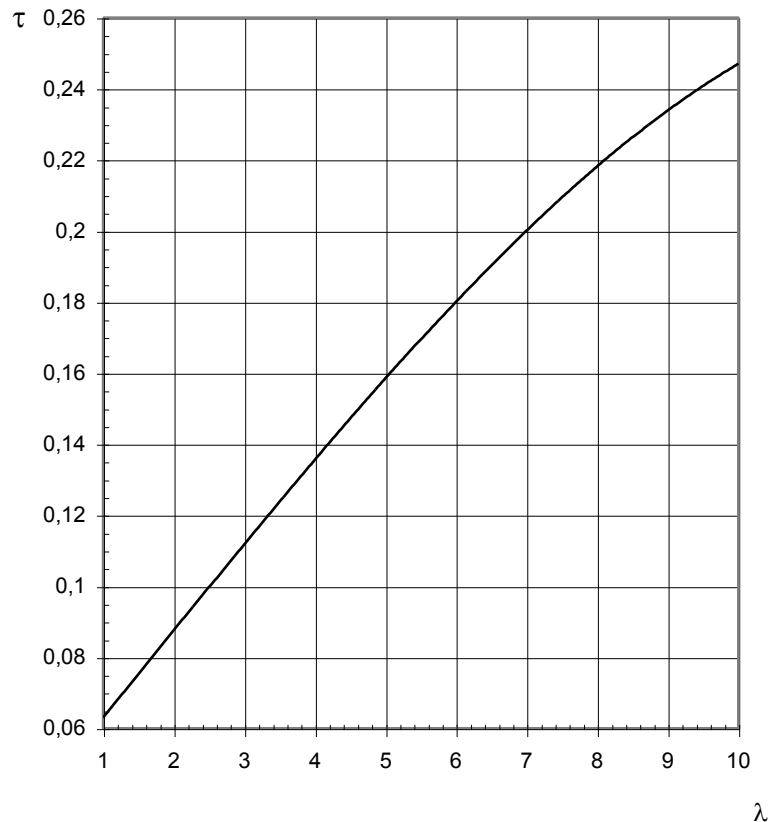


Рис.1.2

Если характеристики профиля неизвестны, их можно определить следующим способом:

$$C_{y_{проф}}^{\alpha} = 0,096 \times (1 - 0,0058 \times \bar{c}) \quad (1.6)$$

$$\alpha_0 = -k \bar{f}^n \quad (1.7)$$

где:

для обычных профилей $k = 90, n = 1$;

для S-образных профилей $k = 2000, n = 2$.

$C_{y_{max}}$ определяется по рис.1.3 в зависимости от числа Re и эквивалентной вогнутости,

равной $\bar{f}_* = \frac{\bar{f}}{c}$

$\alpha_{кр}$ в первом приближении можно определить, исходя из следующих положений:

- значение C_y , до которого зависимость $C_y = f(\alpha)$ линейна, приблизительно равно $0,8 C_{y_{max}}$.
- $\alpha_{кр} = \alpha' + 1,5^\circ$, где α' - значение угла атаки в точке достижения продолжения линейного участка зависимости $C_y = f(\alpha)$ значения $C_{y_{max}}$.
- зависимость $C_y = f(\alpha)$ в нелинейной области можно представить параболой с вершиной в точке $\alpha_{кр}$.

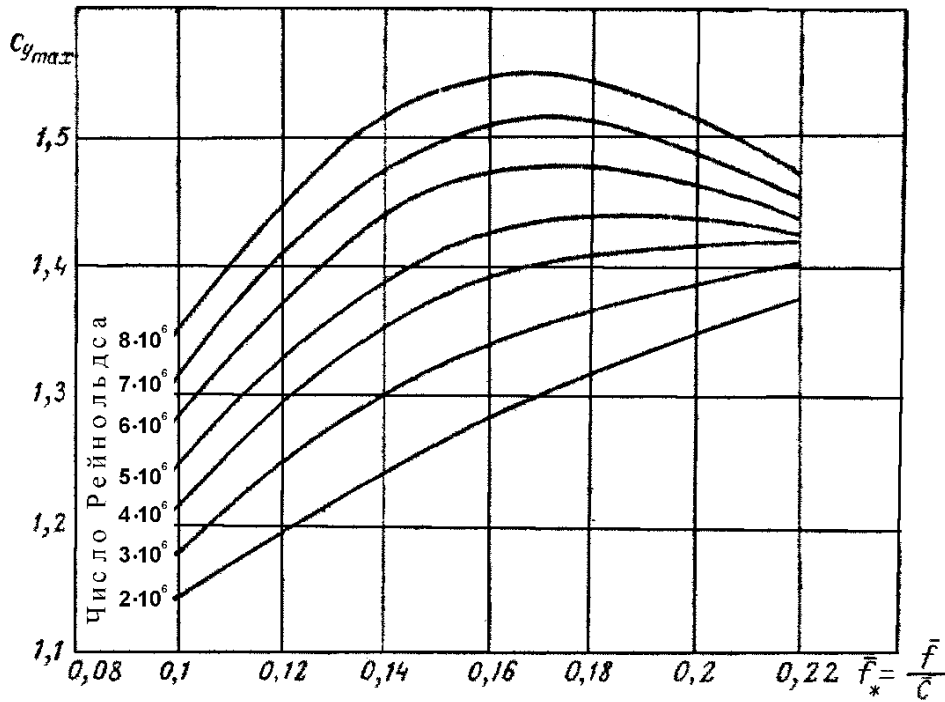


Рис.1.3

В атласах профилей могут быть указаны характеристики не профиля, а модели крыла с конечным удлинением. В этом случае необходимо произвести пересчет на заданное удлинение следующим образом:

$$C_{y_{нат}}^{\alpha} = \frac{C_{y_{мод}}^{\alpha}}{1 - B \times C_{y_{мод}}^{\alpha}}; \quad (1.8)$$

где

$$B = 57.3 \times \left(\frac{K_{\alpha_{мод}}}{\lambda_{мод}} - \frac{K_{\alpha_{нат}}}{\lambda_{нат}} \right); \quad (1.9)$$

В этих формулах индекс «нат» относится к натурному крылу экраноплана, индекс «мод» - к модели, характеристики которой известны, K_{α} - коэффициент, определяемый по формуле (1.5).

При этом α_0 остается без изменений, а углы атаки на нелинейном участке зависимости $C_y = f(\alpha)$, включая $\alpha_{кр}$, пересчитываются по следующей формуле:

$$\alpha_{нат} = \alpha_{мод} - B \times C_y; \quad (1.10)$$

при неизменных значениях C_y .

При наличии на концах крыла шайб, скегов и т.п., при расчете удлинения во всех случаях вместо l подставляется $l_{эф}$, определяемый по формуле (1.4).

Для экраноплана:

Коэффициент подъемной силы крыла с учетом влияния земли определяется по формуле:

$$C_y = C_{y_{h \rightarrow \infty}}^{\alpha} \times \mathcal{G}_{\alpha}(\bar{h}) \times (\alpha - \alpha_0 - \Delta\alpha_0); \quad (1.1a)$$

где: α_0 - угол нулевой подъемной силы профиля крыла в безграничном пространстве (берется из характеристик профиля),

$\Delta\alpha_0$ - поправка к α_0 за счет влияния экрана, определяемая по формуле:

$$\Delta\alpha_0 = \mathcal{G}_c(\bar{h}) \times \frac{8\bar{c}}{1 + (\bar{c})^2} + \mathcal{G}_f(\bar{h}) \times \alpha_0 \quad (1.2)$$

где:

\bar{c} - относительная толщина профиля крыла,

$\mathcal{G}_\alpha(\bar{h})$ - характеризует влияние экрана на Cy^α

$\mathcal{G}_c(\bar{h})$ - характеризует влияние экрана на α_0 , обусловленное толщиной профиля

$\mathcal{G}_f(\bar{h})$ - характеризует влияние экрана на α_0 , обусловленное кривизной профиля

Параметры $\mathcal{G}_\alpha(\bar{h})$, $\mathcal{G}_c(\bar{h})$, $\mathcal{G}_f(\bar{h})$ определяются по рис.1.1 в зависимости от относительной высоты задней кромки крыла над экраном $\bar{h} = h/b_k$.

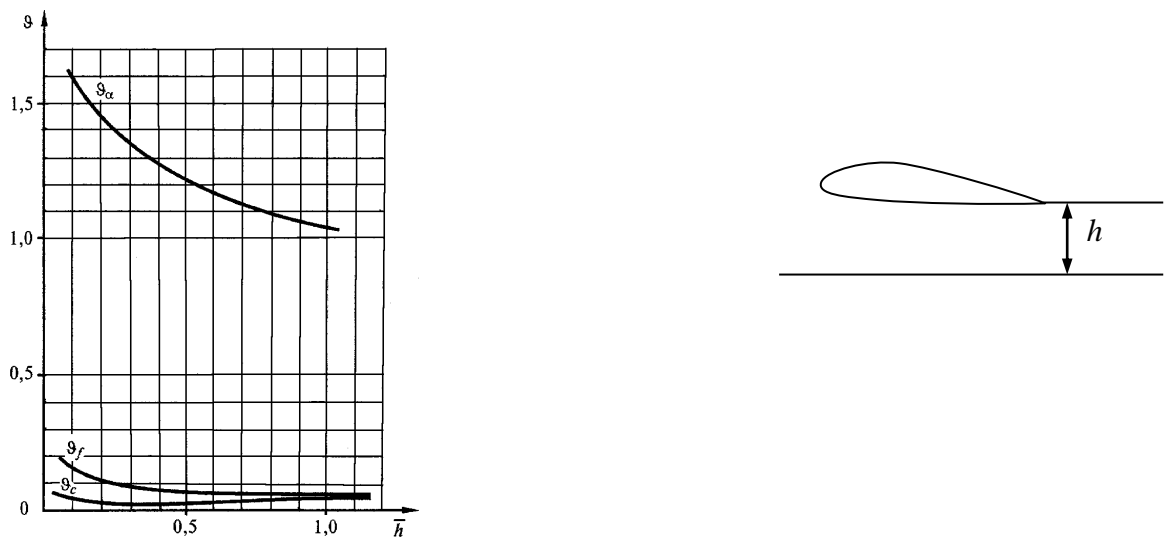


Рис.1.1.

1.2. Приращение подъемной силы крыла от выпуска закрылков

Выпуск закрылков приводят к увеличению подъемной силы при том же угле атаки. Это приращение можно определить по формуле:

$$\Delta C_{y_{закр}} = K \times \frac{S_{закр}}{S_{КР}} \times \Delta\alpha_{закр}^\circ; \quad (1.11)$$

где

$S_{закр}$ - площадь крыла, обслуживаемая закрылками;

$\Delta\alpha_{закр}^\circ$ - изменение угла нулевой подъемной силы при отклонении закрылков, определяемое по рис.1.4 в зависимости от угла отклонения закрылков и относительной хорды закрылка, взятой на середине его длины.

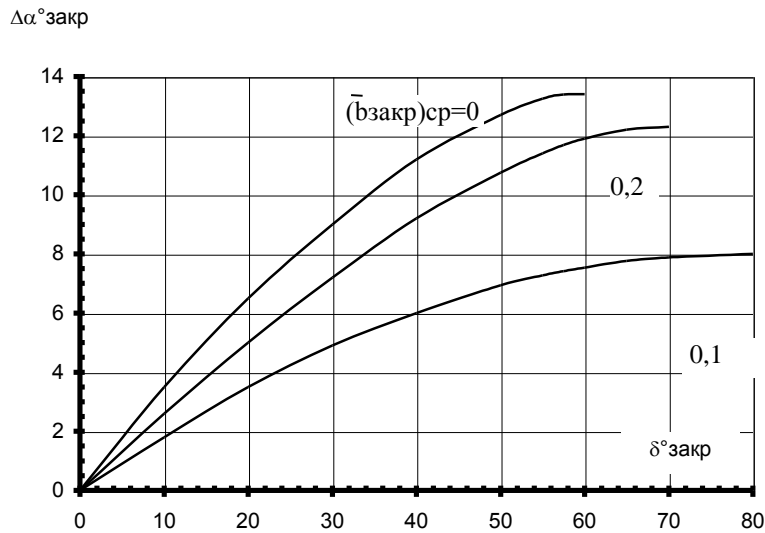


Рис.1.4

Коэффициент K определяется по рис.1.5 в зависимости от удлинения крыла

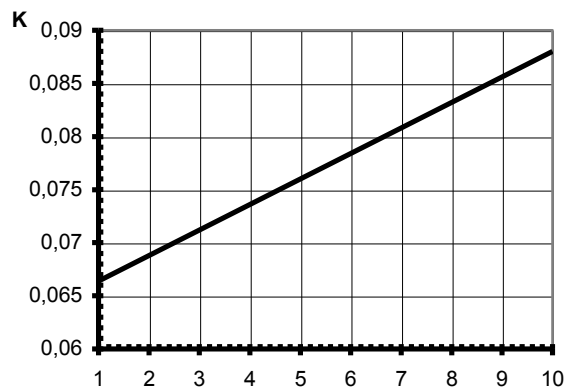


Рис.1.5.

Если максимальное число M полета не превышает 0,6, то его влиянием на зависимость $C_y=f(\alpha)$ можно пренебречь. В этом случае необходимо построить 3 зависимости $C_y=f(\alpha)$ для вариантов:

- крейсерского полета (шасси и закрылки убраны);
- отрыва (шасси выпущено, закрылки во взлетном положении);
- касания (шасси выпущено, закрылки в посадочном положении).

Для экраноплана:

Для построения зависимости $C_y(\alpha)$ для крыла с закрылками вблизи экрана нужно сначала построить зависимость $C_y(\alpha)$ для крыла с закрылками вне влияния экрана, а затем учесть влияние экрана в соответствии с формулой (1.1). Построение выполняется для взлетного и посадочного отклонения закрылков.

Аналогично, необходимо построить 3 зависимости $C_y=f(\alpha)$ для случаев:

- \bar{h} крейсерского полета без закрылков;
- \bar{h} отрыва для взлетного положения закрылков;
- \bar{h} касания для посадочного положения закрылков.

1.3. Расчет коэффициента лобового сопротивления

Сопротивление определяется как сумма сопротивления при нулевой подъемной силе и сопротивления, индуцированного подъемной силой (индуктивного сопротивления):

$$Cx = Cx_0 + Cx_i; \quad (1.12)$$

Сопротивление при нулевой подъемной силе Cx_0 можно считать не зависящим от экрана и определять как сумму сопротивлений крыла, фюзеляжа, горизонтального и вертикального оперения, мотогондол, скегов (концевых баков ит.п.):

$$Cx_0 = Cx_{0кр} + Cx_{0ф} \frac{S_{Mф}}{S_{КР}} + Cx_{0го} \frac{S_{ГО}}{S_{КР}} + Cx_{0во} \frac{S_{ВО}}{S_{КР}} + Cx_{0ме} \frac{S_{Mме}}{S_{КР}} + Cx_{0ск} \frac{S_{Mск}}{S_{КР}}; \quad (1.13)$$

где $S_{КР}$ – площадь крыла (включая подфюзеляжную часть);

$S_{ГО}, S_{ВО}$ – площадь горизонтального и вертикального оперения;

$S_{Mф}$ – площадь миделева сечения фюзеляжа;

$S_{Mме}$ – суммарная площадь миделева сечения мотогондол;

$S_{Mск}$ – суммарная площадь миделева сечения скегов (концевых баков ит.п.).

1.3.1. Лобовое сопротивление крыла

Лобовое сопротивление крыла определяется по формуле:

$$Cx_{0кр} = 0,925 \times 2Cf \times \eta_c \times \eta_M \times \left(1 - k_{инт} \frac{S_{ПФ}}{S_{КР}} \right) + \sum \Delta Cx_{ер}; \quad (1.14)$$

где: $2Cf$ – удвоенный коэффициент трения плоской пластины, определяемый по рис.1.6 в зависимости от числа Рейнольдса $Re = V \times b_{cp} / \nu$ и точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный \bar{x}_t ;

b_{cp} – средняя геометрическая хорда крыла;

ν – кинематический коэффициент вязкости.

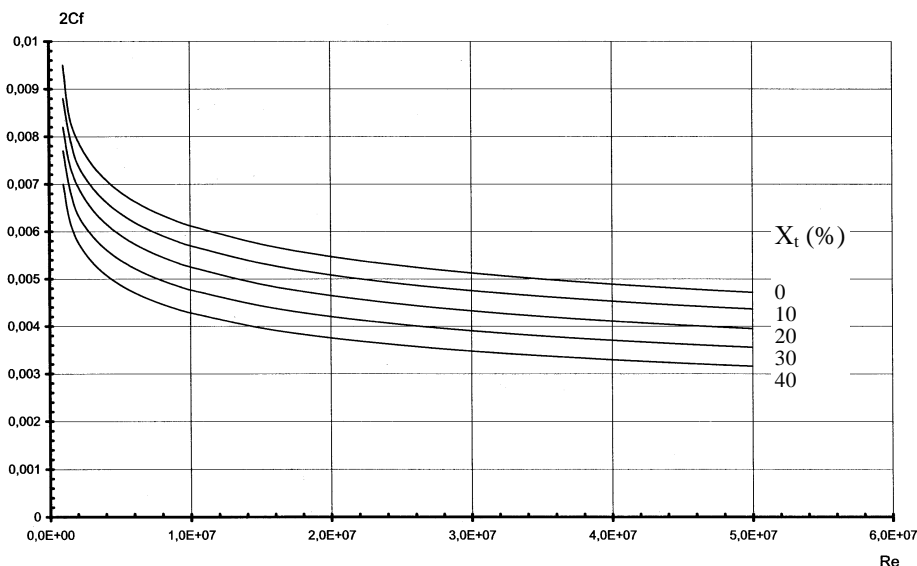


Рис.1.6.

x_t определяется по рис.1.7 в зависимости от относительной толщины профиля и отношения $Re/Re_{кр}$. $Re_{кр}$ определяется по рис.1.8 в зависимости от относительной максимальной шероховатости $\bar{k}_{max} = k_{max} / b_{cp}$.

Значение максимальной шероховатости k_{max} для заданной отделки поверхности приведена в таблице:

Отделка поверхности	k_{max} (м)
Полированная поверхность высокого качества	2×10^{-6}
Пульверизационная окраска	20×10^{-6}
Ткань, покрытая нитролаком	25×10^{-6}
Кистевая окраска	40×10^{-6}

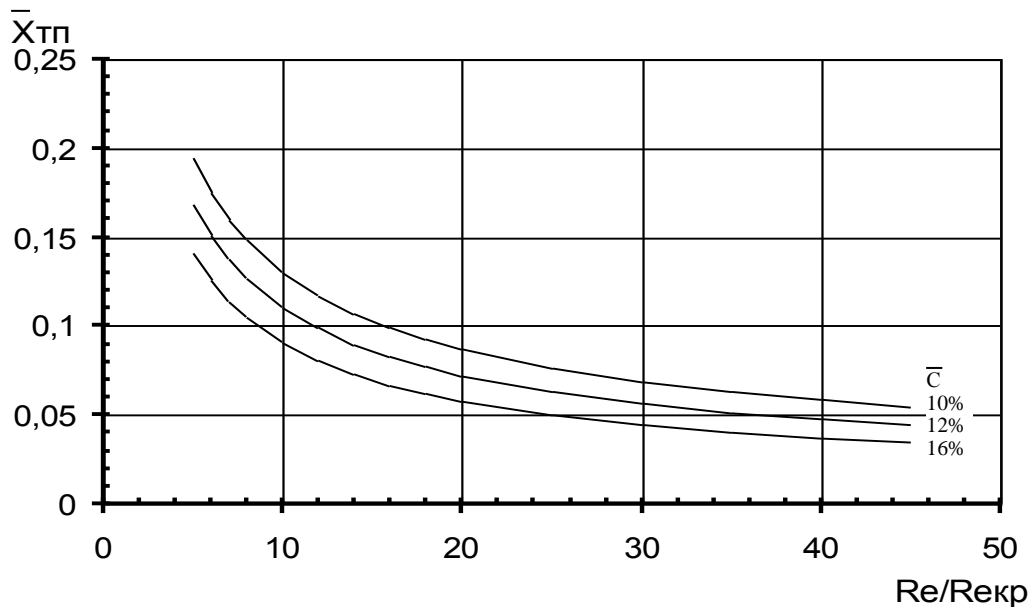


Рис.1.7.

На расположение точки перехода оказывают влияние конструктивные особенности крыла: ряды заклепок и стыки листов, перпендикулярные потоку. $\bar{x}_{l \text{ констр.}}$ определяется как среднее между координатами указанных особенностей на верхней и нижней поверхностях крыла:

$$\bar{x}_{l \text{ констр.}} = \frac{\bar{x}_{l \text{ констр. верх}} + \bar{x}_{l \text{ констр. низ}}}{2}. \quad (1.15)$$

В качестве окончательного значения точки перехода берется меньшее из 2 значений (определенное по рис.1.7 и рассчитанное по формуле (1.15)).

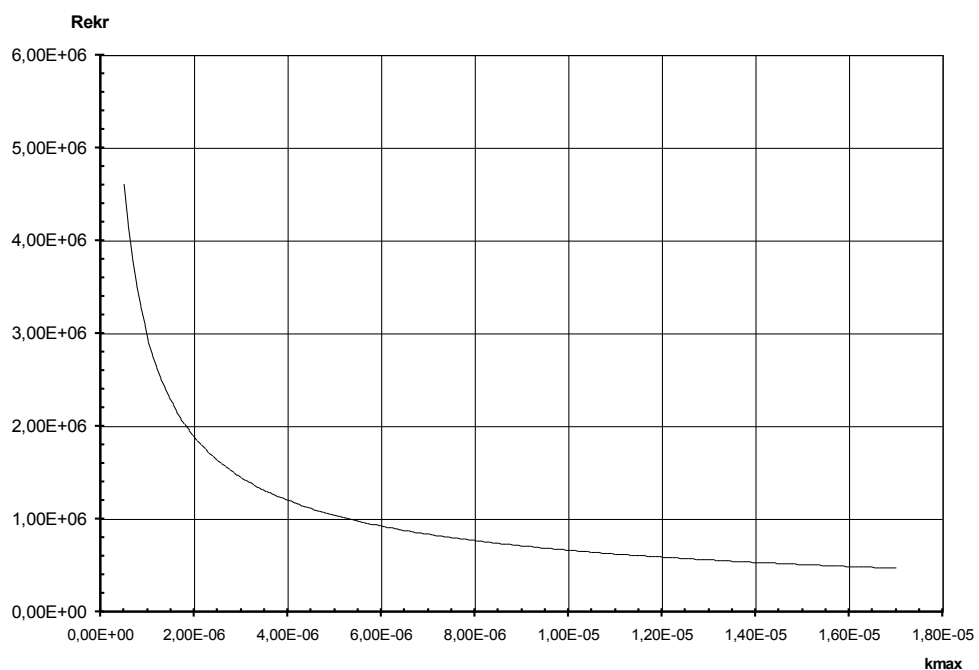


Рис.1.8.

η_c - поправка к сопротивлению на толщину профиля крыла, определяется по рис.1.9.

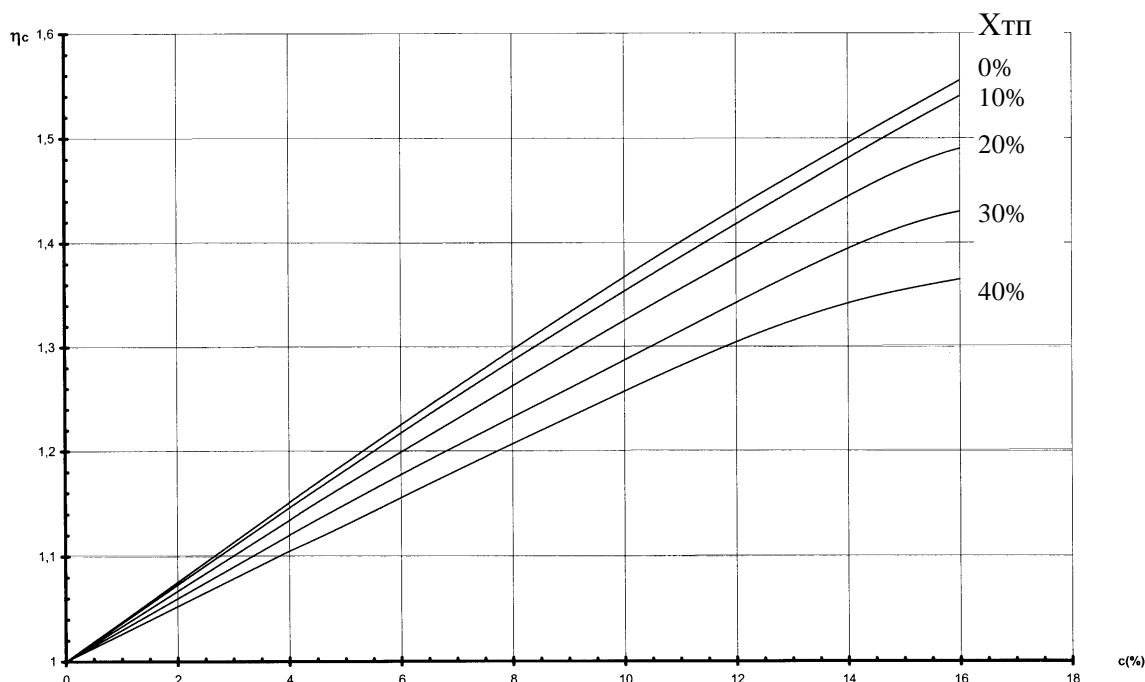


Рис.1.9.

η_M — поправка к сопротивлению на сжимаемость, зависящая от числа M и относительной толщины профиля. Можно рассчитать по приближенной статистической формуле:

$$\eta_M = 1 + 5\bar{c}M^4 \quad (1.15a)$$

где: M — число Маха;

\bar{c} — относительная толщина профиля (в единицах)

$k_{инт}$ — коэффициент интерференции крыла и фюзеляжа, принимается равным:

- при схеме низкоплана:

для фюзеляжа круглого сечения 0,25,

для фюзеляжа овального сечения 0,5,

для фюзеляжа с прямыми стенками 0,6;

- при схеме среднеплана 0,85.

$S_{пф}$ — площадь крыла, занятая фюзеляжем.

$\sum \Delta Cx_{вр}$ — сумма дополнительных вредных сопротивлений, вызванных неровностями (волнистостью обшивки, выступающими заклепками, стыками листов), щелями между крылом и закрылками или элеронами, обдувом части крыла винтами или реактивной струей.

При потайной клепке, невыраженной волнистости и соединении листов обшивки впритык $\Delta Cx_{нер} = 0,0006$.

Для элеронов без осевой компенсации и закрылков без профилированной щели

$$\Delta Cx_{щел} = 0,0005l_{щ}/l_1,$$

для элеронов с осевой компенсацией и закрылков с профилированной щелью

$$\Delta Cx_{щел} = 0,0015l_{щ}/l_1,$$

здесь $l_{щ}$ — размах щелей, l_1 — размах крыла за вычетом ширины фюзеляжа.

$$\Delta Cx_{обд} = 0,0003.$$

1.3.2. Лобовое сопротивление оперения

Сопротивление горизонтального и вертикального оперения определяется аналогично сопротивлению крыла, но пограничный слой считается полностью турбулентным ($X_{ТП}=0$).

1.3.3. Лобовое сопротивление фюзеляжа

Сопротивление фюзеляжа определяется по формуле:

$$Cx_{0ф} = C_f \times \eta_c \times \eta_M \frac{F_\phi}{SM_\phi} + \Delta Cx_\phi + \frac{\sum Cx_{над} \times SM_{над}}{SM_\phi}; \quad (1.16)$$

где: C_f - коэффициент трения плоской пластины, определяется по рис.1.10 в зависимости от числа Рейнольдса $Re = V \times L_\phi / \nu$ при полностью турбулентном пограничном слое, L_ϕ - длина фюзеляжа,

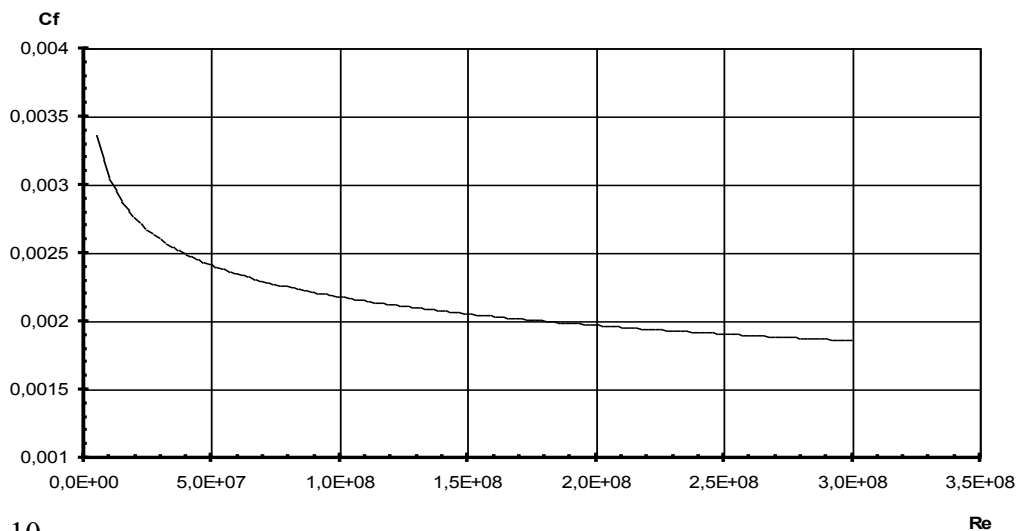


Рис.1.10.

η_c - поправка к сопротивлению, учитывающая переход от коэффициента трения плоской пластины к коэффициенту сопротивления фюзеляжа, определяется по рис.1.11 в зависимости от удлинения фюзеляжа $\lambda_\phi = L_\phi / D_{экв}$, где $D_{экв}$ - диаметр круга, равного по площади миделю сечению фюзеляжа.

η_M - поправка к сопротивлению на сжимаемость, зависящая от числа М. Для скоростей полета экранопланов ей можно пренебречь и считать равной 1,

F_ϕ - площадь поверхности фюзеляжа, если она неизвестна, для ее приблизительного подсчета может быть использована формула:

$$F_\phi = (F_{ф.бок} + F_{ф.пл}) \times \left(2 - 0,4 \frac{F_{ф.пл}}{F_{ф.бок}} \right); \quad (1.17)$$

Где: $F_{ф.бок}$ - площадь боковой проекции фюзеляжа,

$F_{ф.пл}$ - площадь проекции фюзеляжа при виде в плане.

ΔCx_ϕ - поправка к сопротивлению из-за фонаря или остекления пилотской кабины:

при плоских стеклах пилотской кабины $\Delta Cx_\phi = 0,025$

при обтекаемой форме стекол пилотской кабины $\Delta Cx_\phi = 0,0095$

при фонаре обтекаемой формы $\Delta Cx_\phi = 0,007$

$Cx_{над}$, $SM_{над}$ - коэффициент сопротивления и площадь миделя надстроек, мидель которых легко выделяется из миделя фюзеляжа (если они есть).

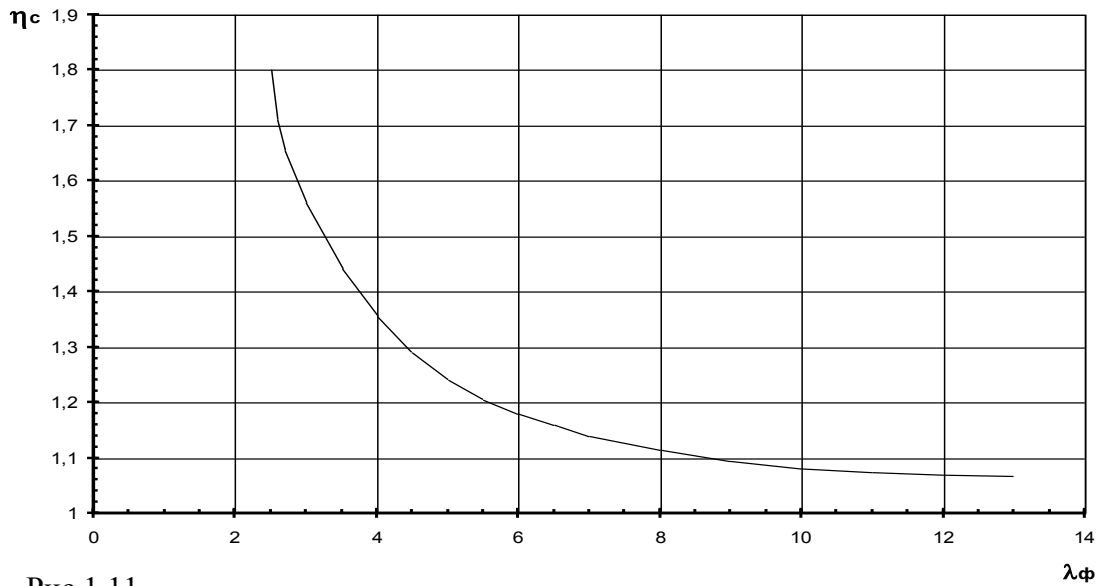


Рис.1.11.

1.3.4. Лобовое сопротивление мотогондол, скегов и т.п.

Сопротивление мотогондол, скегов и т.п. считается аналогично фюзеляжу, при этом поправки на сопротивление фонаря и выступающих частей за их отсутствием можно не учитывать, для расчета удлинения мотогондолы или скега используется площадь миделева сечения одной мотогондолы (скега), а в формулу (1.13) подставляется суммарная площадь всех мотогондол (скегов).

1.4. Приращение сопротивления при выпущенных закрылках.

Приращение сопротивления при нулевой подъемной силе при выпущенных закрылках определяется по рис.1.12 в зависимости от угла отклонения закрылков и относительной хорды закрылка, взятой на середине его длины.

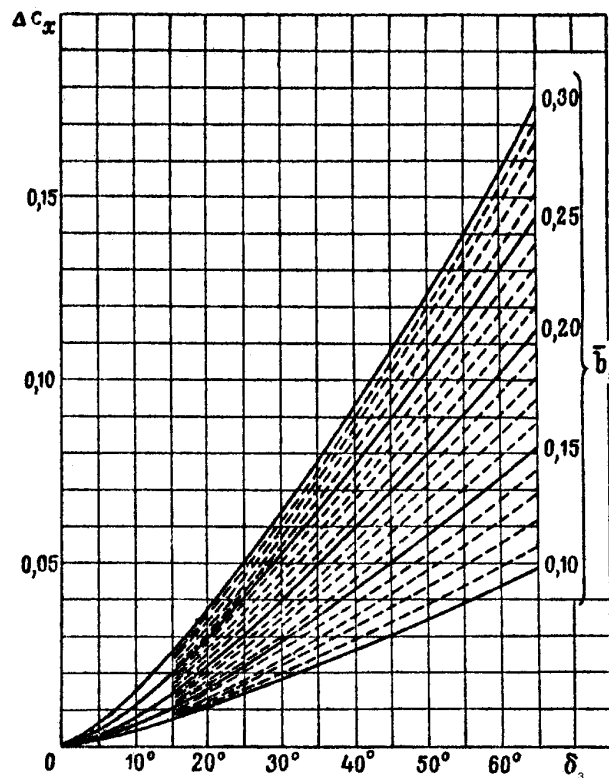


Рис.1.12.

Результат прибавляется к значению Cx_0 , подсчитанному по формуле 1.13.

1.5. Приращение сопротивления при выпущенных шасси

Приращение сопротивления при нулевой подъемной силе при выпущенных шасси можно оценить следующим образом:

$$\Delta Cx_{ш} = Cx_{ш} \times \frac{S_{ш}}{S_{КР}}; \quad (1.17a)$$

Результат прибавляется к значению Cx_0 , подсчитанному по формуле 1.13.

В формуле 1.17а:

Для основных стоек (двух стоек без обтекателей): $Cx_{ш} = 0,85$ $S_{ш} = 2bD$,

Для передней стойки (без обтекателей): $Cx_{ш} = 0,64$ $S_{ш} = bD$,

Для хвостовой опоры (без обтекателей): $Cx_{ш} = 0,58$ $S_{ш} = bD$,

(с обтекателем): $Cx_{ш} = 0,27$ $S_{ш} = bD$,

Здесь: $S_{ш}$ — площадь лобового сечения колеса (или двух колес), b — ширина колеса, D — диаметр колеса.

1.6. Индуктивное сопротивление

Индуктивное сопротивление самолета равно:

$$Cx_i = \frac{1}{\pi \lambda_{эф}} Cy^2; \quad (1.18)$$

где эффективное удлинение крыла определяется по формуле:

$$\lambda_{эф} = \lambda' \frac{k_{экр}}{1 + \frac{S_{ПФ}}{S_{КР}}}; \quad (1.19)$$

В формуле (1.19) λ' — удлинение крыла, учитывающее влияние концевых шайб или скегов, и определяемое, в отличие от геометрического удлинения, по следующей формуле:

$$\lambda' = \frac{l_{эф}^2}{S_{КР}}; \quad (1.20)$$

где: $l_{эф}$ — определяется по формуле (1.4);

$S_{ПФ}$ — площадь крыла, занятая фюзеляжем;

$k_{экр}$ — коэффициент влияния экрана, для самолета равен 1, для экраноплана определяемый по рис.1.13 в зависимости от отношения высоты полета над экраном к геометрическому размаху крыла (h/l).

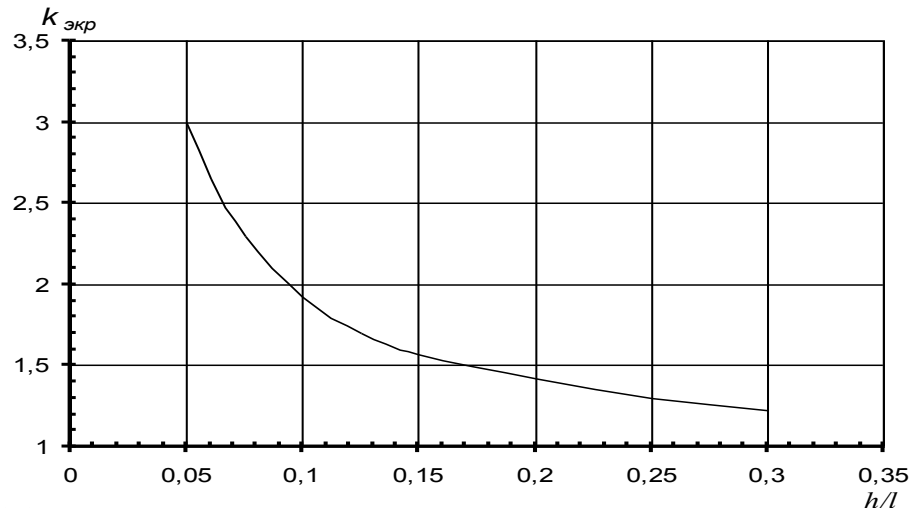


Рис.1.13.

1.7. Поляры

После расчета сопротивления при отсутствии влияния числа M на характеристики самолета необходимо построить 4 поляры (зависимости $C_x=f(C_y)$) для тех же случаев, что и зависимости $C_y=f(\alpha)$:

- для V крейсерского полета и убранных закрылков и шасси на $H=0$;
- для V крейсерского полета и убранных закрылков и шасси на H крейсерского полета (используется для расчета дальности полета, для экраноплана не нужно);
- для V отрыва, выпущенных шасси и закрылков во взлетном положении;
- для V касания, выпущенных шасси и закрылков в посадочном положении.

Необходимо помнить, что от V и H зависит число Рейнольдса и C_f , поэтому C_{x0} без учета приращения от закрылков необходимо рассчитывать для разных высот ($H=0$ и $H_{кр}$) и разных скоростей: $V_{кр}$ и $V_0/2$, где V_0 – скорость отрыва/касания (смотри п. 3 методички).

1.8. Аэродинамическое качество

Аэродинамическое качество равно отношению подъемной силы к сопротивлению:

$$K = \frac{C_y}{C_x}. \quad (1.21)$$

После выполнения аэродинамического расчета необходимо построить зависимость $K(V)$ для среднего полетного веса $G_{cp}=G_{взл} - 0,5Gm$ для крейсерской конфигурации (шасси и закрылки убраны) при $H=0$ и H крейсерского полета, при этом C_x определяется по соответствующим полярам (см.п.1.7) для заданных значений C_y , для этих же значений определяется:

$$V = 3.6 \sqrt{\frac{2 \times G_{cp}}{C_y \times \rho \times S_{кр}}}. \quad (\text{км/ч}) \quad (1.22)$$

Зависимость строится от $C_{y_{max}}$ (что соответствует скорости сваливания) до $C_y=0$, что приблизительно соответствует максимальной скорости полета.

В системе СГС в формуле 1.22 G_{cp} в кг, ρ - плотность воздуха на $H=0$ ($\rho = 0.125 \frac{\text{кг} \cdot \text{с} \cdot \text{м}^2}{\text{сек}^4}$). При расчете в системе СИ: $\rho = 1.225 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$, а G_{cp} необходимо брать в Ньютонах:

$$G_{cp}(H) = 9,8 \frac{\text{м}}{\text{сек}^2} \times G_{cp}(\text{кг}). \quad (1.23)$$

Для взлетного и посадочного режимов достаточно определить K по полярам для взлетной и посадочной конфигураций соответственно при $C_{y_{отр}}$ и $C_{y_{кас}}$, которые приблизительно равны $0,8C_{y_{max}}$ во взлетной и посадочной конфигурациях, или же равны C_y при α_{max} геометрическому, определяемому по положению самолета при отрыве или касании.