

## 4. ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И БАЛАНСИРОВКА. ОПТИМИЗАЦИЯ РАЗМЕРОВ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ.

### 4.1. Устойчивость

Условием поддержания продольной устойчивости в полете является:

$$m_z^{Cy} = \bar{X}_T - \bar{X}_{F\alpha} < 0 \quad (4.1)$$

где:  $\bar{X}_T$  - центр тяжести в %САХ,

$\bar{X}_{F\alpha}$  - положение фокуса по углу атаки,

$m_z^{Cy}$  - запас устойчивости по углу атаки.

Положение фокуса по углу атаки зависит от формы крыла, фюзеляжа, горизонтального оперения и их взаимного расположения. Исходя из требования обеспечения запаса устойчивости при предельно задней эксплуатационной центровке выбираются размер и расположение горизонтального оперения. Они объединяются в комплексный параметр, называемый моментом горизонтального оперения  $A_{ГО}$

$$A_{ГО} = \frac{S_{ГО} L_{ГО}}{S b_A} \quad (4.2)$$

$L_{ГО}$  - плечо ГО,

$S_{ГО}$  - площадь ГО,

$S$  - площадь крыла,

$b_A$  - САХ крыла.

Так как

$$\bar{X}_{F\alpha} = \bar{X}_{F\alpha_{ГО}} + \Delta\bar{X}_{F\alpha_{ГО}} \quad (4.3)$$

где:  $\bar{X}_{F\alpha_{ГО}}$  - фокус самолета без горизонтального оперения, а

$$\bar{X}_{F\alpha_{ГО}} = \bar{X}_{F\alpha_{np}} + 0,015 - \Delta\bar{X}_{F\phi} - \Delta\bar{X}_{F\kappa} \quad (4.4)$$

$\Delta\bar{X}_{F\alpha_{ГО}}$  - смещение фокуса из-за горизонтального оперения

$$\Delta\bar{X}_{F\alpha_{ГО}} = \frac{a_{ГО} k_T A_{ГО}}{C_y^\alpha} \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad (4.5)$$

Таким образом,  $A_{ГО}$  можно определить по формуле

$$A_{ГО} = \frac{\bar{X}_{T_{пз}} - \bar{X}_{F\alpha_{ГО}} - m_{z_{\min}}^{Cy}}{\frac{a_{ГО} k_T}{C_y^\alpha} \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)} \quad (4.6)$$

В формулах (4.4), (4.5), (4.6)

$\bar{X}_{F\alpha_{np}}$  - фокус профиля по углу атаки, определяемый по характеристикам профиля,

если они точно неизвестны, можно принять  $\bar{X}_{F\alpha_{np}} = 0,25$ ,

$\Delta\bar{X}_{F\phi}$  - смещение фокуса из-за влияния фюзеляжа,

$$\Delta\bar{X}_{F\phi} = k_F \frac{S'_\phi l_\phi}{S b_A C_y^\alpha} \quad (4.7)$$

$\Delta\bar{X}_{F\kappa}$  - смещение фокуса из-за мотогондол (внешних топливных баков, скегов, поплавкови т.п), рассчитывается аналогично  $\Delta\bar{X}_{F\phi}$ ,

$m_{z_{\min}}^{Cy}$  - минимально допустимый запас устойчивости, его значение можно принять равным  $-0,03 \div -0,05$

$a_{ГО}$  - производная  $dC_{yГО}/d\alpha$ , определяется по рис. 4.3,

### 4. Устойчивость

$C_y^\alpha$  – производная подъемной силы по углу атаки, определяется в разделе 1,  
 $k_T$  – коэффициент торможения потока в зоне горизонтального оперения,

$$k_T = k_\phi k_{noc} \quad (4.8)$$

$\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$  – производная схода потока по углу атаки.

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{46.2}{\lambda_{\varepsilon\phi}} \chi_1 \chi_2 \chi_3 C_y^\alpha \text{ в полетной конфигурации без влияния земли} \quad (4.9)$$

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \sqrt{\frac{h}{l}} \left( \frac{35}{\lambda} \chi_1 \chi_2 C_y^\alpha + \frac{32}{\lambda_{закр}} C_y^\alpha \right) \text{ в посадочной конфигурации с учетом влияния земли} \quad (4.9a)$$

В формуле (4.7):

$l_\phi$  – длина фюзеляжа,

$S_\phi = l_\phi * b_\phi$  – площадь прямоугольника, описанного вокруг фюзеляжа при виде в плане,

$b_\phi$  – ширина фюзеляжа,

$k_F$  – коэффициент, зависящий от удлинения фюзеляжа и взаимного расположения крыла и фюзеляжа, определяется по рис. 4.4. На рисунке  $\lambda_\phi = l_\phi / b_\phi$  – удлинение фюзеляжа,  $x_\phi$  – расстояние от носка фюзеляжа до  $1/4$  САХ крыла.

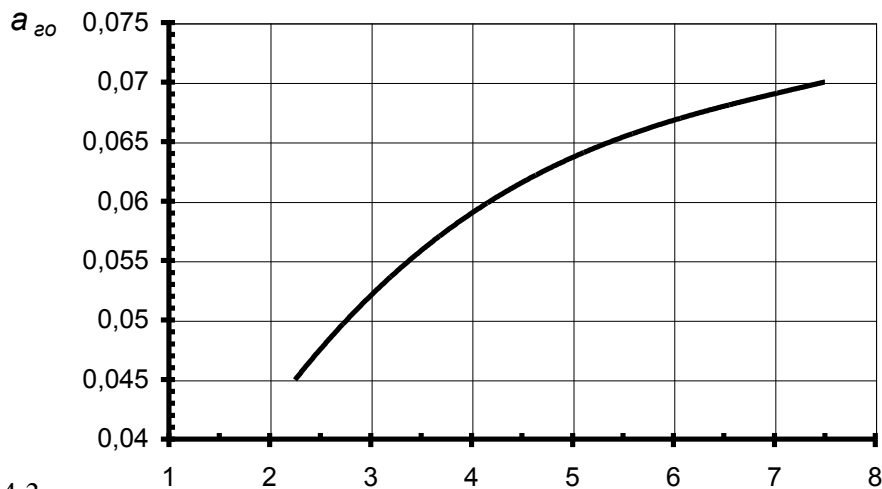


Рис. 4.3

$\lambda_\phi$

В формуле (4.8):

$k_\phi$  – коэффициент торможения потока, вызванного фюзеляжем.

$k_\phi = -0,4167 \times S_{ГО\text{ пф}} / S_{ГО} + 0,95$ , для Т-образного расположение горизонтального оперения  $k_\phi = 0,95$

$k_{noc}$  – коэффициент торможения потока, вызванного влиянием выпуска закрылков и увеличением углов атаки на посадке. При расчете устойчивости на крейсерском режиме  $k_{noc} = 1$ .

В формуле (4.9):

$h$  – высота задней кромки крыла (закрылка, если он выпущен) над подстилающей поверхностью в крейсерском полете,

$l$  – размах крыла,

$\lambda_{\varepsilon\phi}$  – эффективное удлинение крыла (см. раздел 1),

$\lambda_{закр}$  – удлинение части крыла, обслуживаемой закрылками ( $\lambda_{закр} = l_{закр}^2 / S_{закр}$ ),

$\chi_1$  – коэффициент, учитывающий влияние сужения крыла, определяется по рис. 4.5

#### 4. Устойчивость

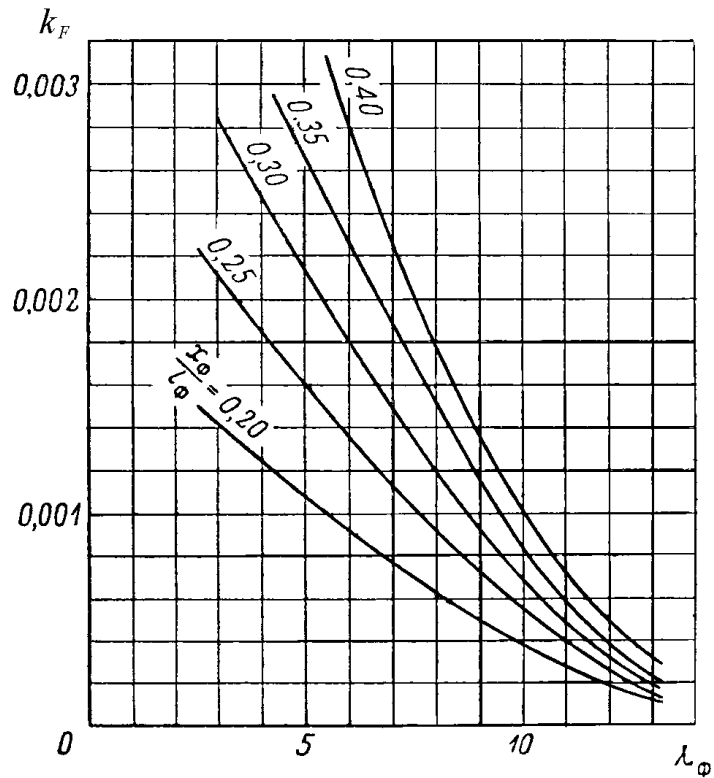


Рис. 4.4

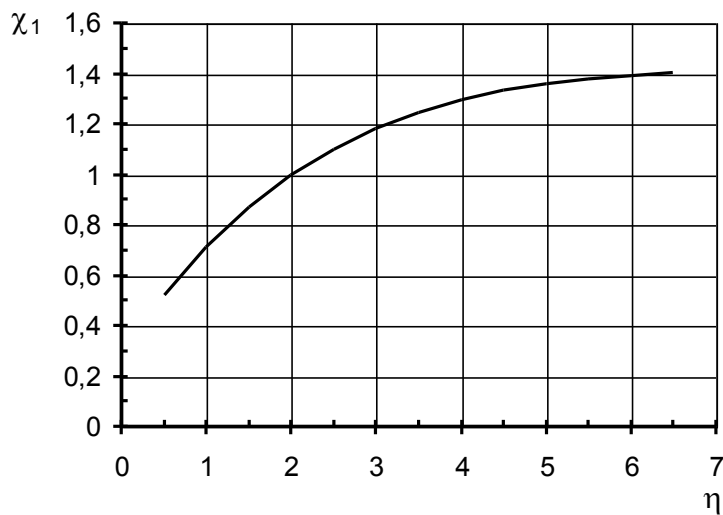


Рис. 4.5

$\chi_2$  – коэффициент, учитывающий удаление горизонтального оперения от крыла по оси  $x$ , определяется по рис. 4.6 в зависимости от относительного удаления  $\bar{X}_{ГО} = X_{ГО} \times 2/l$ , где  $X_{ГО}$  – расстояние от  $1/4$  корневой хорды крыла до шарниров рулей высоты, измеряемое по оси корневой хорды крыла.

$\chi_3$  – коэффициент, учитывающий превышение плоскости горизонтального оперения относительно плоскости крыла, зависит от величины  $\bar{y} = \frac{y}{l/2}$ , где  $y$  – проекция на

вертикальную ось скоростной системы координат расстояния от задней кромки крыла до шарниров рулей высоты горизонтального оперения. Определяется по рис.4.6а.

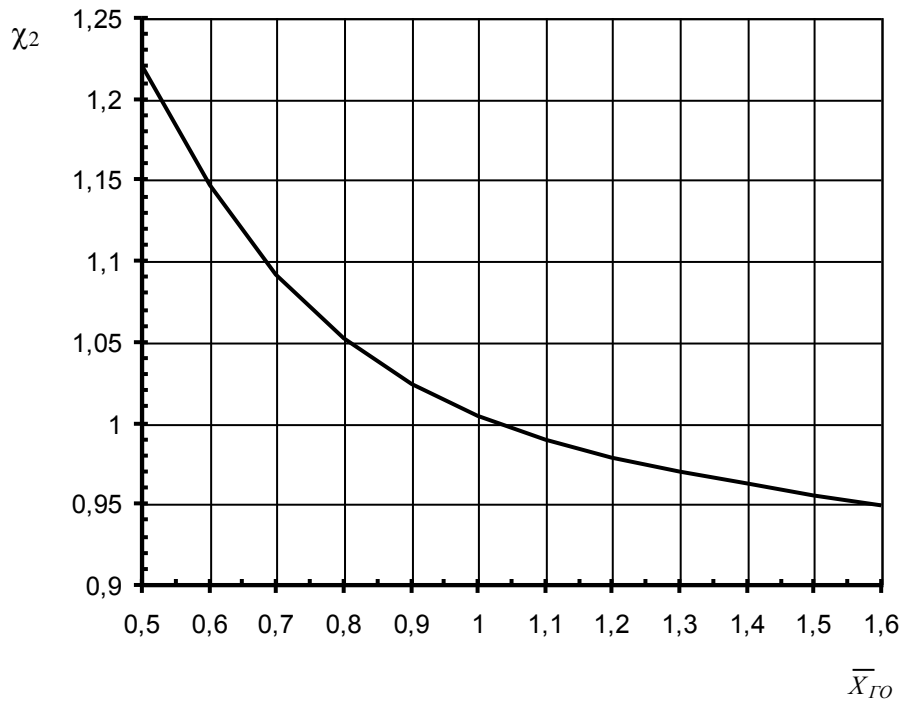


Рис. 4.6

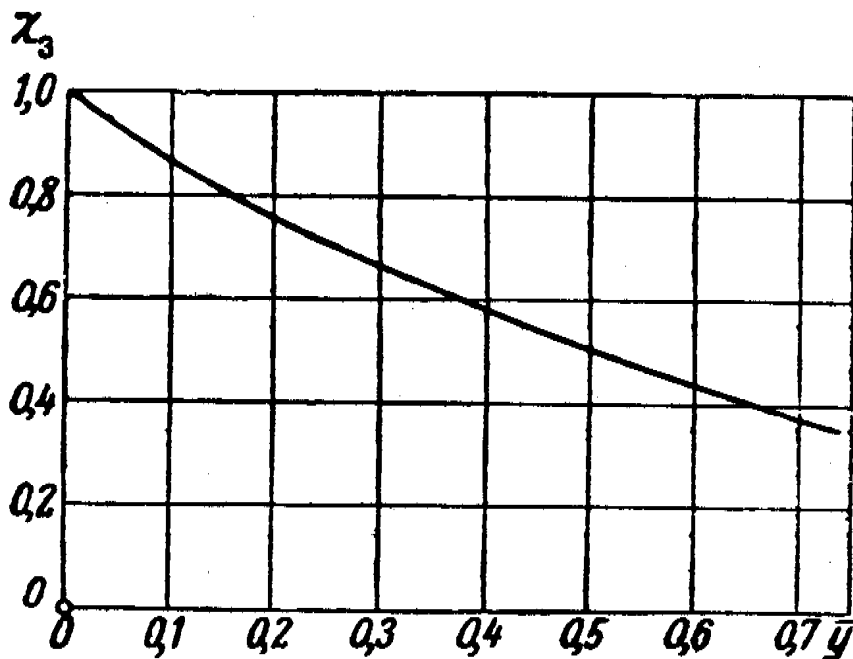


Рис. 4.6а

Приведенным методом определяется зависимость  $A_{ГО}$  от  $\bar{X}_T$ , т.к. все параметры кроме  $\bar{X}_T$  для выбранной компоновки являются постоянными.

Для экранопланов в расчетах имеются следующие отличия:

Из опыта натуральных исследований и эксплуатации экранопланов известны следующие условия для поддержания продольной устойчивости в полете:

$$m_z^{Cy} = \bar{X}_T - \bar{X}_{F\alpha} < 0 \quad (4.1)$$

$$\Delta \bar{X}_{F_{\text{шт}}} = \bar{X}_{F\alpha} - \bar{X}_{F_H} > 0 \quad (4.10)$$

$$\bar{X}_T \approx \bar{X}_{F_H} \quad (4.11)$$

причем наилучшим вариантом является равенство

$$\bar{X}_T = \bar{X}_{F_H} \quad (4.12)$$

В этих формулах:  $\bar{X}_T$  - центр тяжести в %САХ,

$\bar{X}_{F_H}$  - положение фокуса по высоте,

$\bar{X}_{F\alpha}$  - положение фокуса по углу атаки,

$m_z^{Cy}$  - запас устойчивости по углу атаки.

Так как горизонтальное оперение экраноплана находится вне зоны действия экрана, то значение  $\bar{X}_{F_H}$  зависит только от крыла и может быть определено по рис. 4.1. в зависимости от типа профиля.

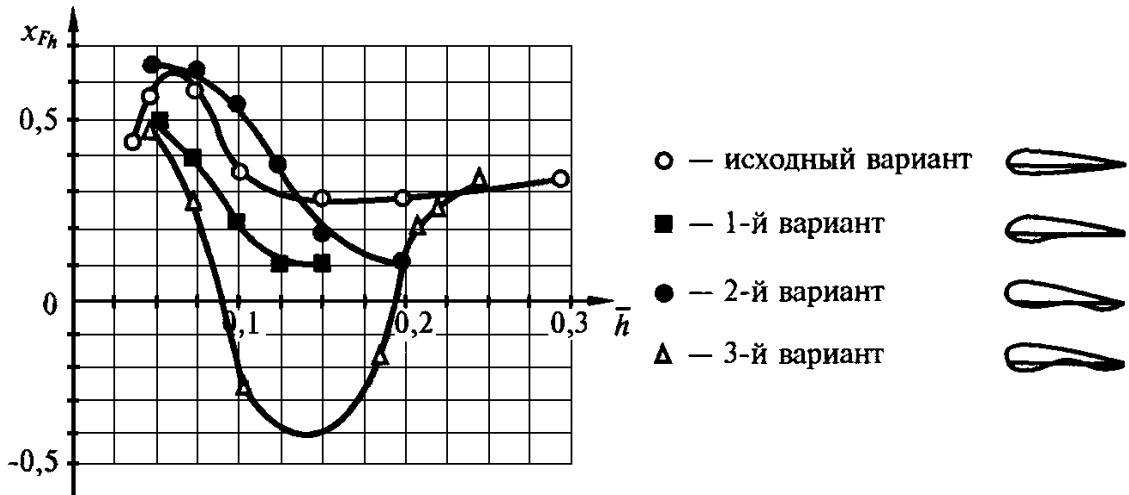


Рис. 4.1.

$\bar{X}_{F\alpha_{\text{пр}}}$  - фокус профиля по углу атаки определяется по рис. 4.2,

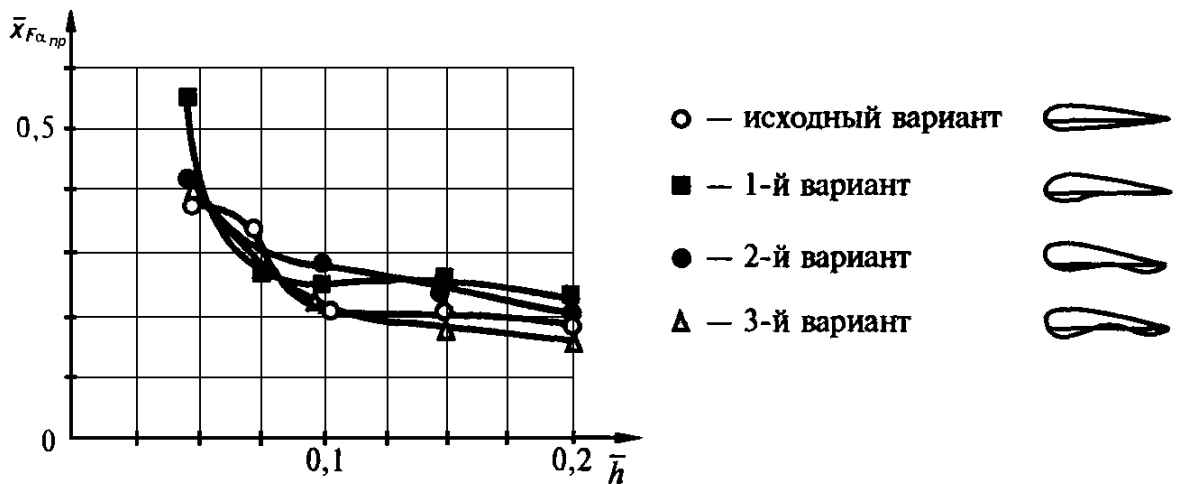


Рис. 4.2

Остальной расчет аналогичен самолету.

## 4.2.Балансировка

Вторым условием, определяющим размеры ГО, является требование балансировки на всех режимах полета и при всех центровках.

Условием балансировки является равенство нулю суммы моментов, действующих на самолет:

$$m_z = m_{z_{\text{ГО}}} + m_{z_{\text{ГО}}} = 0 \quad (4.13)$$

где

$m_{z_{\text{ГО}}}$  – момент самолета без горизонтального оперения,

$m_{z_{\text{ГО}}}$  – уравновешивающий момент, создаваемый горизонтальным оперением,

Расчетным случаем является заход на посадку при передней центровке, так как в этом случае самолет без горизонтального оперения имеет максимальный пикирующий момент, и для его компенсации необходим максимальный кабрирующий момент, создаваемый горизонтальным оперением

В формуле (4.13):

$$m_{z_{\text{ГО}}} = m_{z_0} + (\bar{X}_T - \bar{X}_{F\alpha_{\text{ГО}}})(C_y + \Delta C_y) + \Delta m_{z_0}^3 \quad (4.14)$$

$$m_{z_{\text{ГО}}} = k_T a_{\text{ГО}} A_{\text{ГО}} (\alpha + \varphi - \varepsilon + n_\delta \delta_\delta^{\max}) \quad (4.15)$$

Исходя из формул (4.13), (4.14), (4.15) можно, как и в расчете устойчивости определить  $A_{\text{ГО}}$ :

$$A_{\text{ГО}} = \frac{-m_{z_{\text{ГО}}}}{k_T a_{\text{ГО}} (\alpha + \varphi - \varepsilon + n_\delta \delta_\delta^{\max})} \quad (4.16)$$

В формулах (4.14), (4.15), (4.16):

$m_{z_0}$  - момент при нулевой подъемной силе,

$$m_{z_0} = m_{z_0 \text{нрф}} + \Delta m_{z_0} \quad (4.17)$$

$\bar{X}_T$  - центр тяжести, при расчете берется предельно-переднее эксплуатационное положение центра тяжести,

$\bar{X}_{F\alpha_{\text{ГО}}}$  - фокус без горизонтального оперения, определяется по формуле (4.7),

$C_y$  – коэффициент подъемной силы без закрылков при расчетном случае,

$\Delta C_y$  – приращение коэффициента подъемной силы от закрылков (см. приложение 1),

$\Delta m_{z_0}^3$  - приращение продольного момента при нулевой подъемной силе от закрылков, определяется по рис. 4.8 в зависимости от  $\Delta C_y$ .

$k_T$  – коэффициент торможения потока, определяется по формуле (4.11), но  $k_{\text{нос}}$  в этом случае не равен 1 и определяется по рис. 4.7. в зависимости от:

- $x/b_{\text{корн}}$ , где  $x$  – расстояние от задней кромки корневого профиля крыла до шарниров руля высоты, измеренное по оси корневой хорды крыла,
- $y/b_{\text{корн}}$ , где  $y$  – расстояние по высоте от оперения до осевой линии спутной струи,  $y = h + x \varepsilon_{\text{нос}}$  (4.18), где
- $h$  – высота горизонтального оперения над плоскостью хорд крыла при  $\alpha=0$ ,
- $\varepsilon_{\text{нос}}$  - угол скоса потока при посадке в радианах (по формуле 4.19 этот угол считается в градусах, необходимо выполнить перевод).

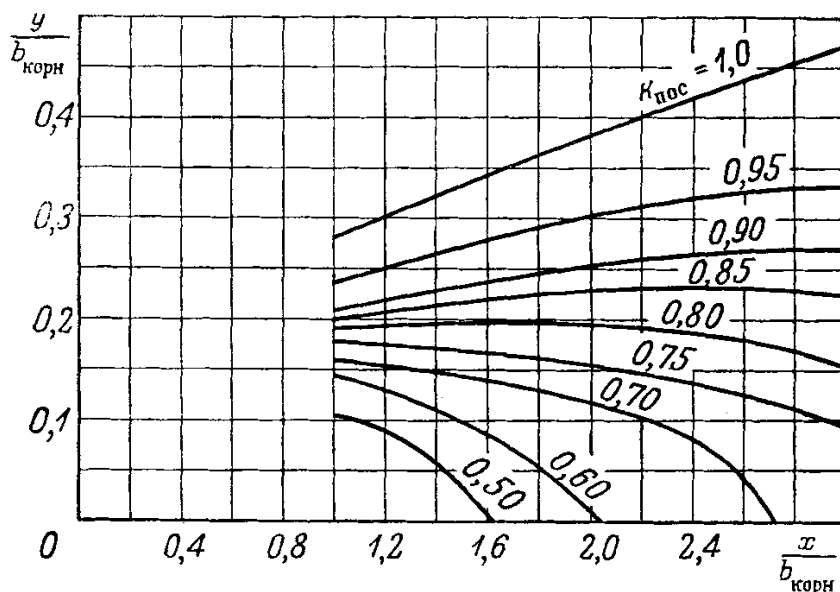


Рис. 4.7

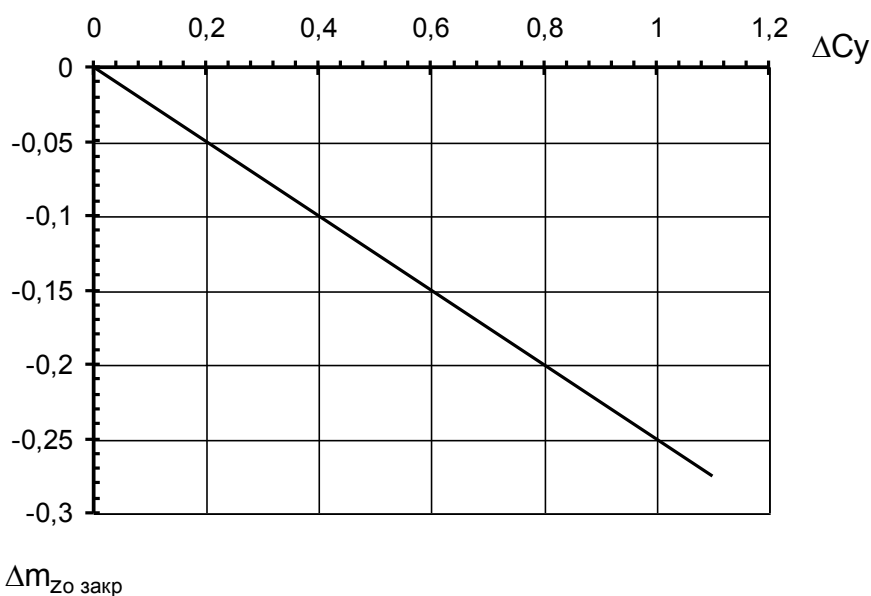


Рис. 4.8

$a_{ГО}$  - производная  $dC_{yГО}/d\alpha$ , определяется по рис. 4.3,

$\alpha$  - угол атаки при расчетном случае,

$\varphi$  - угол установки горизонтального оперения,

$$\varepsilon^\circ = \sqrt{\frac{h}{l} \left( \frac{35}{\lambda} \chi_1 \chi_2 C_y + \frac{32}{\lambda_{закр}} \Delta C_y \right)} \quad (4.19)$$

– угол скоса потока в зоне горизонтального оперения на посадке.

$\delta_{\text{балан}}^{\text{max}}$  - максимально допустимый для балансировки угол отклонения руля высоты, в первом приближении его можно принять равным  $1/2 \delta_\varepsilon^{\text{max}}$ .

$$n_\varepsilon = \sqrt{\frac{S_\varepsilon}{S_{ГО}}} \quad (4.20)$$

– коэффициент эффективности руля высоты, здесь  $S_\varepsilon$  – площадь руля высоты,  $S_{ГО}$  – площадь горизонтального оперения.

#### 4. Устойчивость

В формуле (4.17):

$m_{z_0np\phi}$  - момент профиля при нулевой подъемной силе, определяется по атласам профилей, при отсутствии этих данных можно воспользоваться следующей формулой:

$$m_{z_0np\phi} = k_s \bar{f}^n \quad (4.21)$$

- для нормальных профилей  $k_s=1.6$ ,  $n=1$ ,
- для S-образных профилей  $k_s=32$ ,  $n=2$ ,
- влияние положения максимальной вогнутости можно оценить по рис. 4.9.

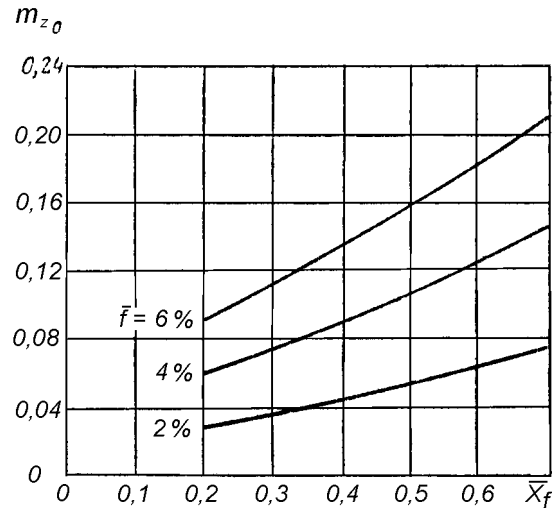


Рис. 4.9

$\Delta m_{z_0}$  - зависит от угла установки крыла относительно фюзеляжа и определяется по рис. 4.10.

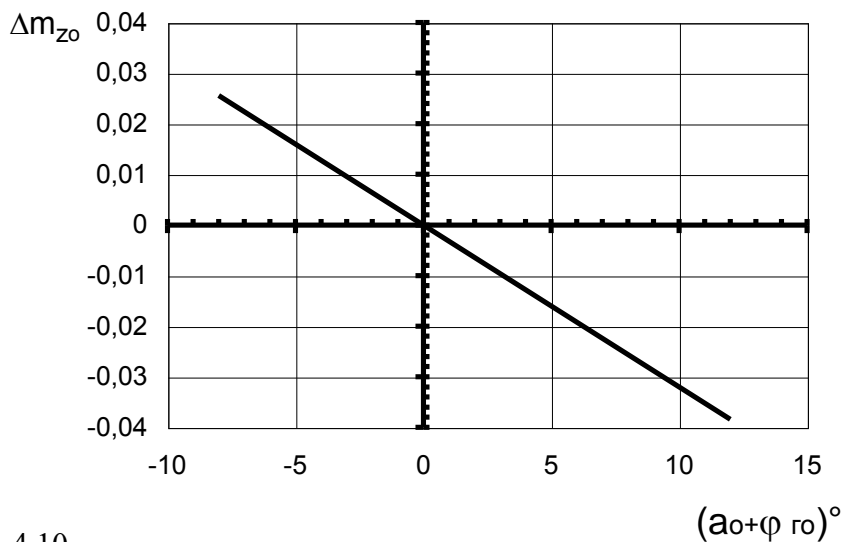


Рис. 4.10

В формуле (4.19) параметры  $C_y$  и  $\Delta C_y$  как и в формуле (4.14), остальные – как в формуле (4.12), причем  $h$  замеряется от задней кромки выпущенного закрылка.

### 4.3. Оптимизация размеров горизонтального оперения.

Т.к. в формуле (4.16) так же, как и в формуле (4.6) все параметры кроме  $\bar{X}_T$  для выбранной компоновки являются постоянными, для выбора значения  $A_{ГО}$  удобно

## 4. Устойчивость



пользоваться наглядным графическим методом – построением «креста центровок» (рис. 4.11) – зависимостей  $A_{ГО}(\bar{X}_T)$  по условию устойчивости:

$$A_{ГО} = \frac{\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{ГО}} - m_{z_{\min}}^{\alpha}}{\frac{a_{ГО} k_T}{C_y^{\alpha}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)} \quad (4.22)$$

и балансировки:

$$A_{ГО} = \frac{-m_{z_{ГО}}}{k_T a_{ГО} (\alpha + \varphi - \varepsilon + n_6 \delta_{6_{6a1}}^{\max})} \quad (4.23)$$

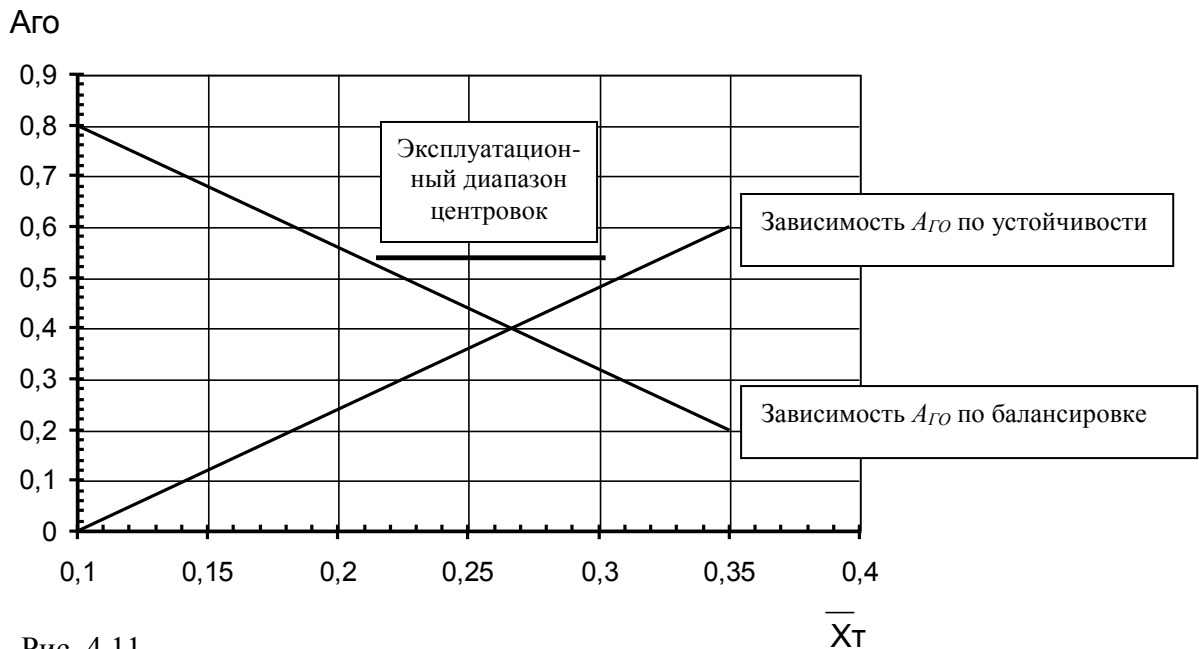


Рис. 4.11

Диапазон эксплуатационных центровок выбирается исходя из компоновочных соображений. При этом необходимо помнить, что, исходя из требования минимизации  $A_{ГО}$ , диапазон эксплуатационных центровок должен быть как можно уже.

Для экранопланов необходимо также, чтобы диапазон эксплуатационных центровок соответствовал критерию (4.11) на большинстве этапов полета.

При определенном  $A_{ГО}$  площадь ГО должна быть минимальной исходя из требования снижения сопротивления и веса, поэтому желательно увеличивать  $L_{ГО}$ . Пределом для  $L_{ГО}$  являются соображения компоновки (длина фюзеляжа, стреловидность ВО).

**ПРИМЕЧАНИЕ:** Изложенная методика не учитывает влияние двигателей на устойчивость и балансировку.