

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ПОТЕРЬ НА БАЛАНСИРОВКУ САМОЛЕТА С УЧЕТОМ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

Введение

Обеспечение требуемой балансировки самолета является одним из обязательных условий компоновки его несущих поверхностей. Реализуется это требование с помощью системы "крыло + хвостовое оперение".

Агрегаты хвостового оперения – стабилизатор (ГО) и киль (ВО) обеспечивают балансировку самолета на основе выражения [1]

$$\bar{S}_{\text{хв.о}} = \bar{S}_{\text{ГО}} + \bar{S}_{\text{ВО}} = A_{\text{ГО}} \frac{b_{\text{сах}}}{L_{\text{ГО}}} + B_{\text{ВО}} \frac{l_{\text{кр}}}{L_{\text{ВО}}} \quad (1)$$

вокруг осей oz и oy с учетом всех сил, действующих на самолет в данном режиме полета (рис. 1).

В выражении (1) $\bar{S}_{\text{ГО}}$, $\bar{S}_{\text{ВО}}$ – относительные величины площадей ГО и ВО; $A_{\text{ГО}}$, $B_{\text{ВО}}$ – статические моменты площадей ГО и ВО.

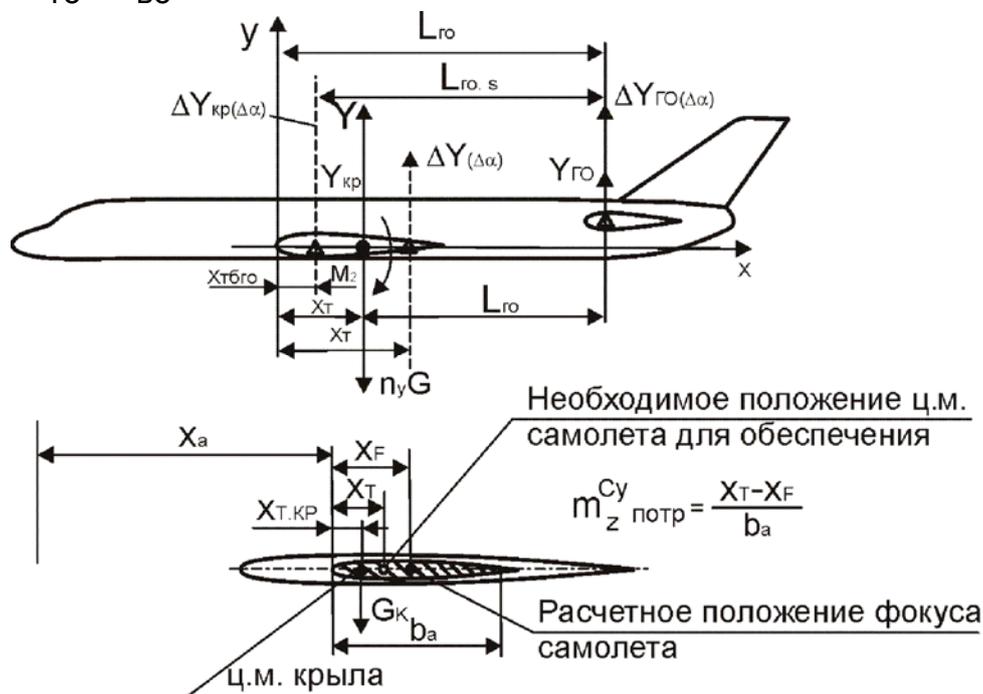


Рисунок 1 – Схема сил и плеч, обеспечивающих продольную статическую устойчивость самолета

Для отыскания достаточных значений $A_{\text{ГО}}$ в настоящее время используют метод «граничных линий» [2], позволяющий обеспечить минимально допустимую степень продольной статической устойчивости по перегрузке (при предельно задней центровке $\bar{X}_{\text{Т ПЗ}}$).

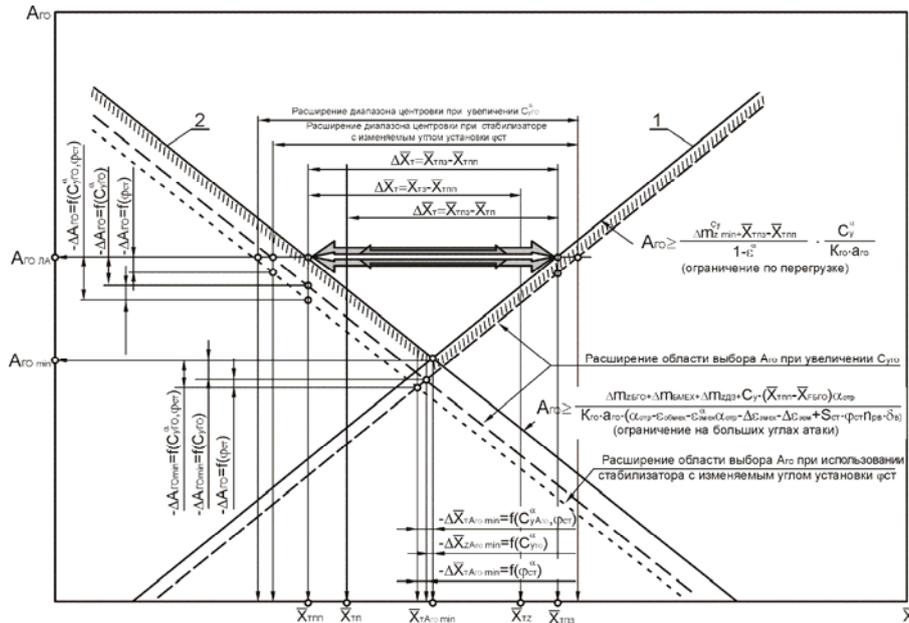


Рисунок 2 – Граничные линии и область выбора параметров $A_{ГО}$ и \bar{X}_T :

- 1 – минимально допустимая степень продольной статической устойчивости;
- 2 – балансировка самолета на больших углах атаки крыла

По данным работ [2, 3] требование минимально допустимой степени продольной статической устойчивости по перегрузке $\bar{m}_{z\ min}^{C_y}$ при задней центровке $\bar{X}_{Т\ пз}$ записывается в следующих параметрах:

$$\bar{X}_{Фб\ ГО} - \bar{X}_{Т\ пз} + k_{ГО} A_{ГО} \frac{\alpha_{ГО}}{C_y^\alpha} (1 - \varepsilon^\alpha) < \bar{m}_{z\ min}^{C_y} \tag{2}$$

Из этого неравенства получают условие для выбора коэффициента статического момента горизонтального оперения

$$A_{ГО} > \frac{\bar{m}_{z\ min}^{C_y} - \bar{X}_{Фб\ ГО} + \bar{X}_{Т\ пз}}{1 - \varepsilon^\alpha} \frac{C_y^\alpha}{k_{ГО} \alpha_{ГО}} \tag{3}$$

где $\bar{X}_{Фб\ ГО}$ – относительное расстояние от фокуса самолета до носка САХ (без ГО); $\bar{X}_{Т\ пз}$ – относительное предельно заднее расстояние от ц.м. до носка САХ; ε^α – изменение угла скоса потока при единичном изменении угла атаки крыла; C_y^α – производная коэффициента подъемной силы по углу атаки крыла; $k_{ГО}$ – коэффициент торможения потока в области ГО; $\alpha_{ГО}$ – производная коэффициента подъемной силы ГО по углу атаки ГО.

Построенные по выражению (1) в координатах $\bar{X}_T - A_{ГО}$ граничные линии образуют так называемый «крест» (рис. 2), обозначающий об-

ласть выбора значений $A_{ГО}$ в зависимости от диапазона разбега центровок $\bar{X}_{Т\text{пз}} - \bar{X}_{Т\text{пп}}$.

Как видно из рис. 2, с увеличением разбега центровок требуемые значения $A_{ГО}$ увеличиваются. Наименьшее требуемое значение $A_{ГО\text{min}}$, определяемое точкой пересечения двух граничных линий, обеспечивает удовлетворение обоих условий при единственном положении центра масс без разбега центровок.

Из обстоятельного анализа, показанного на рис. 2, следует также, что в существующих моделях проектирования не отслеживается влияние формы крыла и его геометрических параметров на характеристику $A_{ГО} (\bar{m}_z^{Cy})$, что не подтверждается практикой создания самолетов.

Цель и задачи исследования

В данной работе ставится задача учета влияния формы крыла по виду в плане и его геометрических параметров (сужения η , координат изломов по размаху крыла \bar{z}_H и площадей "наплывов" по передней и задней кромкам \bar{S}_H), на степень продольной статической устойчивости \bar{m}_z^{Cy} и потерю аэродинамического качества \bar{K}_{max} , связанную с обеспечением балансировки самолета.

Решение поставленной задачи

В работе [4] предложен метод интегрированного формирования геометрии системы несущих поверхностей "крыло + оперение" по частным критериям эффективности, одним из которых является коэффициент формы крыла по виду в плане

$$K_{фм}(\eta, \eta_i, \bar{S}_H, \bar{z}_H). \quad (4)$$

Как вытекает из этого метода [4], коэффициент формы крыла $K_{фм}$ и статический момент горизонтального оперения $A_{ГО}$ связаны друг с другом соотношением

$$A_{ГО} = \frac{B_{во} \bar{L}_{ГО} \lambda_{эф}}{K_{фм} \bar{L}_{во}}, \quad (5)$$

где $\lambda_{эф}$ – эффективное удлинение крыла.

Сопоставляя выражения (3) и (5), следует иметь в виду, что величина $K_{фм}$ в существенной мере зависит от геометрической формы крыла и ее параметров. Изменения этой величины для одной из форм (трапециевидного крыла, полуразмах которого по виду в плане образован двумя трапециями с одной координатой излома \bar{z}_H с наплывами \bar{S}_H) показаны на рис. 3.

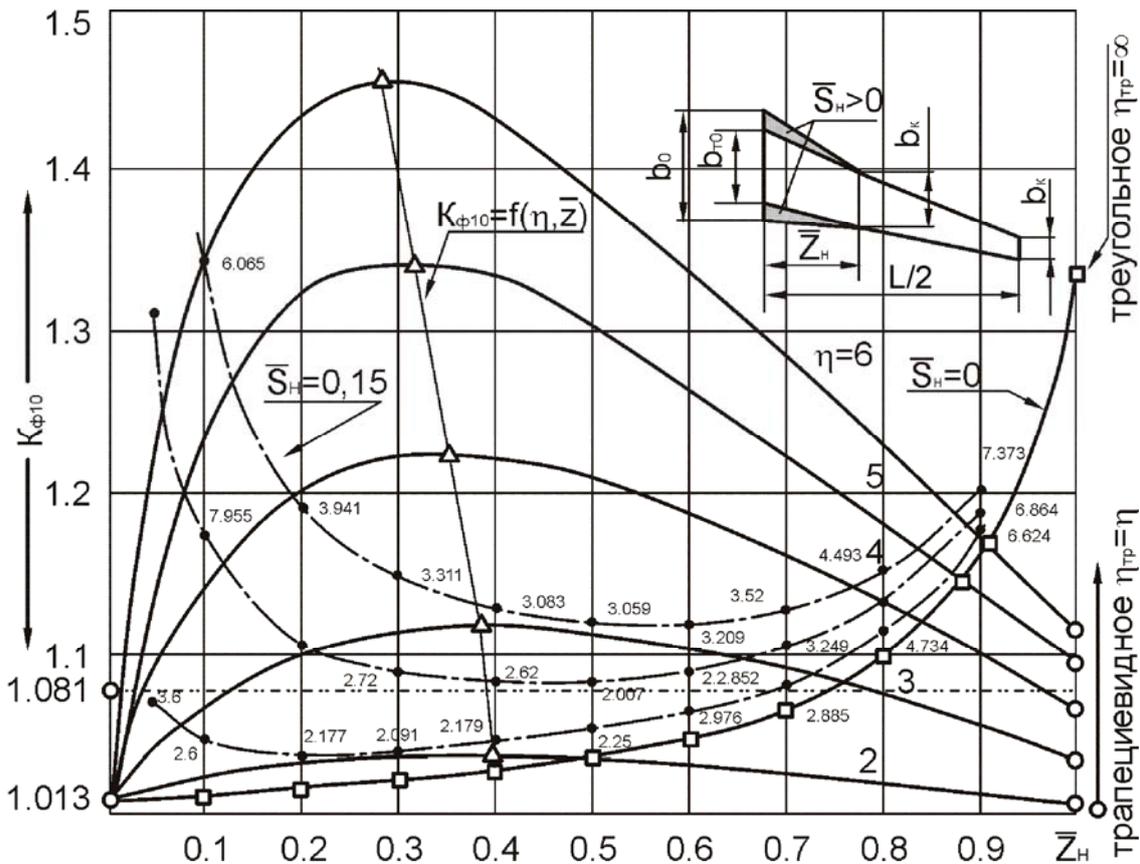


Рисунок 3 – Зависимость $K_{фм}$ от геометрических параметров крыла η , \bar{z}_H и \bar{S}_H

Как видим, диапазон изменений $K_{фм}$ достигает 20% его номинального значения. А это означает, что критерий $K_{фм}$ оказывает существенное влияние на величину $A_{го}$ (5). Такая зависимость $A_{го}$ от параметров крыла $K_{фм}$ (η , \bar{S}_H , \bar{z}_H) позволяет скорректировать допустимую степень статической устойчивости по перегрузке с учетом совокупности геометрических параметров системы «крыло + горизонтальное оперение»

$$\bar{m}_{z \min}^{C_y} < \frac{\lambda_{эф} \bar{L}_{го} B_{во} k_{го} \chi_{го} (1 - \varepsilon^\alpha)}{K_{фм} \bar{L}_{во} C_y^\alpha} + \bar{X}_{Fбго} - \bar{X}_{Тпз}. \quad (6)$$

С введением в условие статической балансировки частных критериев эффективности несущих поверхностей появилась возможность оценить влияние наиболее важных геометрических параметров крыла на величину $\bar{m}_{z \min}^{C_y}$.

Аналогично может быть учтено влияние $K_{фм}$ и на вторую граничную линию (поз. 2, рис. 2) диапазона центровок $\Delta \bar{X}_T$ при увеличении C_y^α .

При рассмотрении совместной эффективности системы несущих поверхностей (крыло + оперение) неизбежно возникает вопрос о минимизации потерь на балансировку самолета. Эти потери возникают, как только на горизонтальном оперении возникает подъемная сила.

В работе [3] показано, что минимальное значение величины $C_{x \text{ бал}}$

$$C_{x \text{ бал}} = C_{x_0} + \frac{1 + \omega}{\pi \lambda_{\text{эф}}^2} C_y^2, \quad (7)$$

где

$$\omega = \bar{\sigma}_{\text{б го}} \left[2(K_\varepsilon - 1) + \bar{\sigma}_{\text{б го}} \left(1 - 2K_\varepsilon + \frac{\lambda_{\text{кр}}}{k_{\text{го}} \lambda_{\text{го}} \bar{S}_{\text{го}}} \right) \right], \quad (8)$$

или

$$\omega = \left[m_{z^{\text{C}_y}} / \bar{L}_{\text{го}} + k_{\text{го}} C_{y \text{ го}}^\alpha (1 - \varepsilon^\alpha) \bar{S}_{\text{го}} \right] \times$$

$$\times \left\{ 2(K_\varepsilon - 1) + \left[m_{z^{\text{C}_y}} / \bar{L}_{\text{го}} + k_{\text{го}} C_{y \text{ го}}^\alpha (1 - \varepsilon^\alpha) \bar{S}_{\text{го}} \right] \times \left[1 - 2K_\varepsilon + \frac{\lambda_{\text{кр}}}{k_{\text{го}} \lambda_{\text{го}} \bar{S}_{\text{го}}} \right] \right\}$$

при $\omega'' = 0$;

$$\omega = 0 \text{ при } \begin{cases} \bar{\sigma}_{\text{б го}} = 0 \\ \bar{\sigma}_{\text{б го}} = - \frac{2(K_\varepsilon - 1)}{1 - 2K_\varepsilon + \frac{\lambda_{\text{кр}}}{k_{\text{го}} \lambda_{\text{го}} \bar{S}_{\text{го}}}} \end{cases}. \quad (9)$$

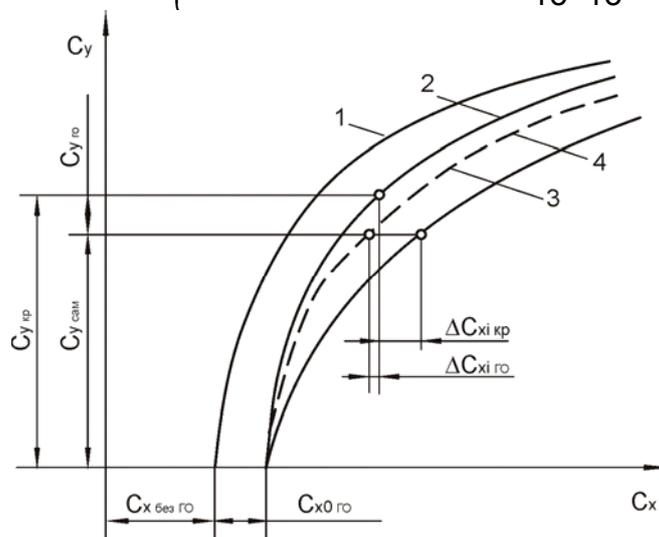


Рисунок 4 – Схема влияния частных критериев эффективности несущих поверхностей на балансировочную поляру самолета:

- 1 – самолет без ГО; 2 – самолет с ГО при $m_z^{\text{C}_y} = 0$; 3 – балансировочная поляра, построенная с учетом частных критериев эффективности крыла и ГО; 4 – балансировочная поляра самолета с исходными параметрами крыла и горизонтального оперения

В формуле (8)

$$\bar{\sigma}_{\text{б го}} = m_{z^{\text{C}_y}} / \bar{L}_{\text{го}} = m_{z^{\text{C}_y}} / \bar{L}_{\text{го}} + k_{\text{го}} C_{y \text{ го}}^\alpha (1 - \varepsilon^\alpha) \bar{S}_{\text{го}} / C_y^\alpha, \quad (10)$$

где $\bar{L}_{ГО}$ определяется соотношением (5)

$$\bar{L}_{ГО} = K_{фм} \frac{A_{ГО} \bar{L}_{ВО}}{B_{ВО} \lambda_{эф}}. \quad (11)$$

Учитывая приведенные зависимости, по выражению (7) можно построить балансировочные поляры для самолета с исходной системой несущих поверхностей, а также с крылом и горизонтальным оперением, сформированным с учетом частных критериев их эффективности, т.е. с уменьшенной величиной ΔC_{xi} (рис. 4).

Как следует из приведенного рисунка, балансировка самолета приводит к увеличению отвала поляры, т.е. к снижению аэродинамического качества. При этом величина потерь на балансировку определяется не только мерой продольной статической устойчивости m_z^{Cy} , но и частным критерием аэродинамической эффективности $K_{фм}$ (рис. 5).

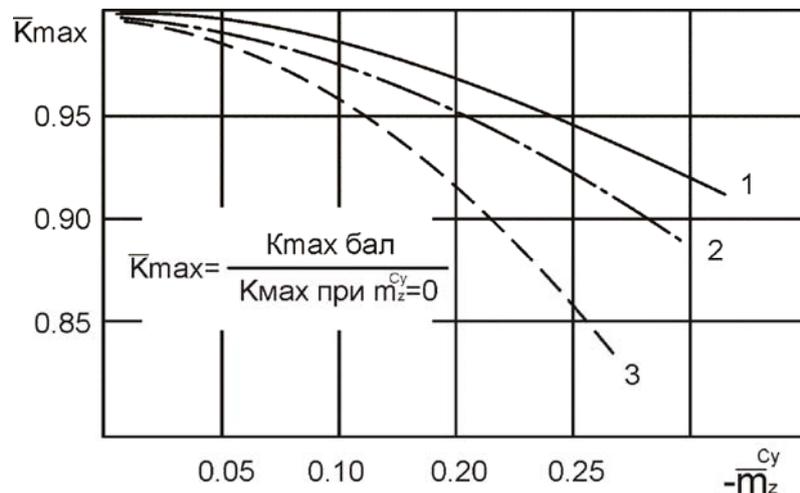


Рисунок 5 – Влияние частного критерия эффективности несущих поверхностей $K_{фм}$ на изменение величины максимального аэродинамического качества при обеспечении балансировки самолета:

$$1 - K_{фм} = 1,081; 2 - K_{фм} = 1,093; 3 - K_{фм} = 1,137 \text{ при } \bar{S}_{ГО} = 0,15; \bar{L}_{ГО} = 1,0$$

Суть явления заключается в том, что предложенный метод [4] выбора геометрических параметров совокупности несущих поверхностей на основе частных критериев их эффективности приводит к существенному уменьшению индуктивного сопротивления рассматриваемой системы несущих поверхностей, а значит, и к уменьшению потерь на балансировку самолета (рис. 5).

Наиболее характерной величиной для самолетов транспортной категории является значение $\bar{m}_z^{Cy} = -0,15$. Как следует из данных, показанных на рис. 5, потери аэродинамического качества на балансировку самолета снижаются на 7...9 %, при использовании крыльев с коэффициентом формы $K_{фм} = 1,081$.

Выводы

Частный критерий $K_{фм}$ – коэффициент формы трапециевидного крыла оказывает существенное влияние на условия статической балансировки самолета. С учетом этого обстоятельства известное неравенство допустимой степени статической устойчивости по перегрузке системы "крыло + горизонтальное оперение" преобразовано к виду

$$\bar{m}_{z \min}^{C_y} < \frac{\lambda_{эф} \bar{L}_{го} V_{во} k_{го} \chi_{го} (1 - \varepsilon^\alpha)}{K_{фм} \bar{L}_{во} C_y^\alpha} + \bar{x}_{гбо} - \bar{x}_{тпз},$$

в которое вошли такие геометрические параметры крыла и оперения, как $\lambda_{эф}$, η , $K_{фм}$, $L_{го}$, $L_{во}$, $V_{во}$, что следует учесть на этапе предварительного проектирования самолета.

Предложенная методика оценки влияния геометрических параметров системы "крыло + оперение" на величину $\bar{m}_{z \min}^{C_y}$ позволила количественно минимизировать их влияние на величину неизбежных потерь на балансировку. Показано, что выбор геометрических параметров системы несущих поверхностей при нормируемом запасе статической устойчивости позволяет снизить потери аэродинамического качества на балансировку самолета на 7...9%, а значит, увеличить дальность полета и снизить километровый расход топлива.

Список использованных источников

1. Кюхеман, Д. Аэродинамическое проектирование самолетов [Текст]/ Д.Кюхеман. – М.: Машиностроение, 1983. – 367 с.
2. Егер, С.М. Проектирование самолетов [Текст]/ С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
3. Остославский, И.В. Динамика полета. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов [Текст] / И.В. Остославский, И.В. Стражева. – М.: Машиностроение, 1965. – 387 с.
4. Рябков, В.И. Метод формирования геометрических параметров несущих поверхностей самолетов транспортной категории на основе частных критериев и интегральных показателей их эффективности [Текст] / В.И. Рябков, Д.В. Тиняков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". – Вып. 52 – Х., 2011.

Поступила в редакцию 10.01.2012.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.В. Тюрев,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.*