DOI: 10.15593/2224-9982/2019.56.03

УДК 629.7.01

Е.А. Карпович, Н.К. Лисейцев

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия

К ВОПРОСУ О ПРОДОЛЬНОЙ БАЛАНСИРОВКЕ И УСТОЙЧИВОСТИ САМОЛЕТА С КРЫЛОМ КОРОБЧАТОЙ СХЕМЫ

Специфическим аспектом выбора основных параметров легкого самолета с крылом коробчатой схемы является определение соотношения значений площади и подъемной силы крыльев, поскольку здесь ограничение по статической устойчивости неизбежно снижает преимущества коробчатой схемы перед консольной в области аэродинамики.

Представлен подход к аналитическому определению рационального соотношения подъемной силы переднего и заднего крыльев легкого самолета коробчатой схемы для обеспечения заданной статической устойчивости при минимально возможном приросте лобового сопротивления.

В предлагаемой компоновке отсутствует горизонтальное оперение, поскольку управление и балансировка по тангажу осуществляются с помощью элеронов. Представлен расчет продольной балансировки такого самолета в горизонтальном полете для трех вариантов балансировки: элероны на переднем крыле, элероны на заднем крыле и элероны на обоих крыльях. Показано, что прирост лобового сопротивления, связанный с балансировкой самолета, существенно выше при отклонении элеронов, расположенных на переднем крыле, чем при отклонении задних элеронов либо при синхронном отклонении элеронов на обоих крыльях. Произведена оценка прироста индуктивного сопротивления вследствие обеспечения заданной продольной статической устойчивости.

Расчет балансирующего сопротивления был проведен для самолета с крылом коробчатой схемы, а также для эквивалентного ему моноплана (моноплан, спроектированный по тому же техническому заданию, имеющий ту же площадь крыла и тот же размах крыла). В результате было показано, что балансирующие потери самолета с крылом коробчатой схемы существенно выше потерь эквивалентного моноплана при любом варианте балансировки.

Ключевые слова: устойчивость, балансировка, центровка, скос потока, фокус, момент тангажа, самолет коробчатой схемы.

E.A. Karpovich, N.K. Liseitsev

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

REVISITING THE LONGITUDINAL STABILITY AND BALANCE OF A BOXWING AIRCRAFT

The article presents an approach to analytical determination of the rational ratio of front wing lift to aft wing lift of a light boxwing aircraft to provide the design static stability with the minimum possible drag penalty.

In the proposed layout there is no horizontal tail, since the pitch control and trim balance are carried out by means of elevons. The article presents the calculation of the longitudinal trim balance of such aircraft in level flight for three trim modes: elevons on the front wing, elevons on the rear wing and elevons on both wings. It is shown that the drag penalties associated with the trim balance of the aircraft are significantly higher when the elevons located on the front wing are deflected than when deflected the rear ailerons or the elevons on both wings. The induced drag penalties due to the design longitudinal static stability are estimated. The calculation of the trim drag was carried out for a boxwing aircraft, as well as for an equivalent monoplane (the monoplane design based on the same technical requirements, having the same wing area and the same wingspan). It was shown that the trimming penalties of the boxplane are significantly higher than the penalties of the equivalent monoplane in any trim mode.

Keywords: stability, trim, center-of-gravity position, downwash, neutral point, pitching moment, boxplane.

Введение

В связи с расширением знаний в области теоретической и вычислительной аэродинамики, материаловедения и других фундаментальных и прикладных наук появилась возможность в рамках одного проекта летательного аппарата рассматривать несколько альтернативных схем и находить среди них оптимальную по заданному критерию качества.

Известно, что применение неплоских схем крыла является одним из способов снижения индуктивного сопротивления летательного аппарата при фиксированном размахе крыла [1–3]. К неплоским схемам относят следующие:

- С-образные крылья и крылья с различными вариантами вертикальных законцовок;
- схему полиплан;
- замкнутые схемы крыла (кольцевое, сочлененное, коробчатое).

Первые теоретические работы и практические опыты, относящиеся к исследованию замкнутых схем крыла и их индуктивного сопротивления, связаны с именами Л. Прандтля и его ученика М.М. Мунка.

В 1924 г. Прандтлем была предложена теория индуктивного сопротивления полипланов [4]. Прандтль показал, что в схеме полиплана с количеством крыльев большим, чем два, нагрузка на внутренние крылья меньше, чем нагрузка на внешние крылья. При увеличении числа крыльев полиплана суммарное индуктивное сопротивление системы уменьшается; при бесконечно большом числе крыльев индуктивное сопротивление системы становится равным индуктивному сопротивлению системы, имеющей форму прямоугольника при виде спереди. Такая система имеет минимальное индуктивное сопротивление из всех нелинейных систем несущих поверхностей с одинаковой высотой.

М.М. Мунк в отчете № 121 «Минимальное индуктивное сопротивление воздушных профилей» [5] представил две теоремы:

1. Суммарное индуктивное сопротивление любой системы крыльев не зависит от выноса центров давления этих крыльев относительно друг друга в горизонтальной плоскости при сохранении неизменным распределения подъемной силы по размаху.
2. В системе крыльев без горизонтального выноса сопротивление, индуцированное первым крылом на втором, равно сопротивлению, индуцированному вторым крылом на первом.

Теоремы Мунка позволили использовать результаты, полученные Прандтлем, для системы крыльев с горизонтальным выносом. В этом случае для сохранения закона распределения нагрузки по размахам крыльев необходимо применение крутки.

Итак, главным достоинством коробчатого крыла с позиции аэродинамики является относительно малое индуктивное сопротивление. Однако это свойство не гарантирует коробчатой схеме преимущество по какому-либо общему критерию эффективности, поскольку для нее характерен и ряд недостатков. Так, обтекание воздушным потоком двух несущих поверхностей, расположенных выше и ниже фюзеляжа, должно быть связано с весьма существенным сопротивлением интерференции. Такая компоновка может иметь относительно низкие значения коэффициента максимальной подъемной силы и аэродинамического качества [6].

Следствием малого индуктивного сопротивления может стать улучшение некоторых характеристик самолета: например, связанное с низким индуктивным сопротивлением снижение расхода топлива позволяет уменьшить взлетный вес, или увеличить вес целевой нагрузки, или увеличить дальность полета. Однако в случае увеличения веса конструкции крыла по сравнению с эквивалентным консольным крылом суммарный положительный эффект от применения коробчатой схемы может оказаться несущественным.

Малый располагаемый внутренний объем в крыльях может потребовать от проектировщика поиска альтернативных вариантов размещения топлива.

Тандемное расположение крыльев обеспечивает безопасный полет на больших углах атаки без применения автоматических систем управления: безотрывное обтекание заднего крыла в поле скосов переднего крыла после срыва потока на последнем обеспечивает создание подъемной силы с нарастанием продольного момента на пикирование. Ввиду этого при потере скорости самолет не сваливается в штопор, а переходит в устойчивое парашютирование.

Рули направления, располагаемые на вертикальных стабилизаторах, соединяющих переднее и заднее крылья, находятся вне зоны затенения от фюзеляжа, благодаря чему даже при срыве потока с фюзеляжа не происходит потери устойчивости в путевом канале и канале крена [7].

Местная жесткость крыльев коробчатой схемы меньше, чем у консольного крыла, поскольку они обладают меньшей строительной высотой. Однако деформации и прогибы от изгибающего момента у коробчатого крыла меньше, чем у моноплана: такая особенность коробчатой схемы позволяет достичь высокой эффективности работы всех отклоняемых поверхностей, расположенных на крыльях, и как следствие – хороших характеристик устойчивости и управляемости. Тем не менее при наличии ограничения на перемещение центра тяжести, связанного со стремлением обеспечить максимальную аэродинамическую эффективность компоновки, усложняется достижение приемлемого уровня устойчивости и управляемости в продольном канале [8]. Также следует отметить характерный для коробчатой схемы большой момент инерции относительно поперечной оси.

Не на всех этапах проектировочного расчета легкого самолета с крылом коробчатой схемы возможно использование стандартных методик и рекомендаций для конструкторов. Так, например, при оценке взлетного веса вопросы вызывает расчет веса крыла; специфическим аспектом выбора основных параметров самолета является определение рационального соотношения значений площадей и подъемной силы крыльев; аналитический инженерный метод расчета АДХ самолета с крылом коробчатой схемы отсутствует в доступной на данный момент литературе.

В данной статье рассматриваются особенности обеспечения устойчивости и балансировки самолета с крылом коробчатой схемы, а также балансировочные аэродинамические характеристики самолета коробчатой схемы в сравнении с эквивалентным ему монопланом. Разработанная модель устойчивости позволяет решить вопрос о выборе соотношения подъемной силы крыльев и их углов установки для обеспечения заданных характеристик на расчетном режиме полета. Балансировочная модель обеспечивает проектировщика данными, необходимыми для последующего сравнения летных характеристик самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного ему самолета с традиционным консольным крылом.

Устойчивость и балансировка самолета с крылом коробчатой схемы

В качестве исходных данных для анализа устойчивости и балансировки самолета с крылом коробчатой схемы была использована геометрия самолета (рис. 1), характеристики подобранных аэродинамических профилей, статистические данные по коэффициентам момента тангажа некоторых частей планера самолета.

Рис. 1. Внешний облик легкого самолета с крылом коробчатой схемы и принятые обозначения некоторых агрегатов и параметров

1. Определение углов атаки, обеспечивающих достижение заданного коэффициента подъемной силы самолетом с двумя несущими поверхностями одинаковой плановой геометрии (с учетом схода потока)

На рис. 2 изображены силы и моменты, действующие на крылья коробчатого самолета в вертикальной плоскости, а также пояснены принятые обозначения.

Рис. 2. Силы и моменты, действующие на крылья коробчатого самолета в вертикальной плоскости

Уравнение равновесия сил для такой схемы выглядит следующим образом:

$$Y_1 + Y_2 = G_0. \quad (1)$$

Это же уравнение (1) можно представить в следующем виде:

$$\overline{S}_1 C_{Y1} + \overline{S}_2 C_{Y2} = C_{Y \text{ проект}},$$

или

$$\overline{S}_1 C_{Y1}^\alpha (\alpha_{1 \text{эфф}} - (\alpha_0)_1) + \overline{S}_2 C_{Y2}^\alpha (\alpha_{2 \text{эфф}} - (\alpha_0)_2) = C_{Y \text{ проект}},$$

где S_1 и S_2 – площади соответственно переднего и заднего крыльев; S – суммарная площадь крыльев; $\overline{S}_1 = \frac{S_1}{S}$, $\overline{S}_2 = \frac{S_2}{S}$; C_{Y1} и C_{Y2} – коэффициенты подъемной силы соответственно переднего и заднего крыльев; $C_{Y \text{ проект}}$ – проектировочный коэффициент подъемной силы, в данном случае определяемый условиями обеспечения крейсерского режима полета; C_Y^α – производная коэффициента подъемной силы по углу атаки; α_0 – угол атаки крыла при нулевой подъемной силе, $\alpha_0 = 90^\circ \bar{f}$, где $\bar{f}$ – относительная кривизна профиля.

Смысл $\alpha_{\text{эфф}}$ поясним с помощью рис. 3.

Можно записать, что

$$\alpha_{\text{эфф}} = \alpha + \alpha_{\text{уст}} - \varepsilon_{i-j}, \quad (2)$$

где $\alpha_{\text{уст}}$ – угол установки крыла, ε_{i-j} – угол схода потока, учитывающий влияние одного крыла на другое, α – угол атаки самолета, обеспечивающий проектировочный коэффициент подъемной силы самолета.

Рис. 3. Схема для определения эффективного угла атаки крыла [9]: α_g – угол установки сечения; α_{eff} – эффективный угол атаки сечения; α_i – угол скоса потока; w_i – вертикальная составляющая результирующего вектора скорости набегающего потока; L – подъемная сила; D_i – индуктивная составляющая лобового сопротивления

В данной работе принято, что $\bar{S}_1 = \bar{S}_2 = 0,5$, следовательно,

$$\frac{C_{Y1} + C_{Y2}}{2} = C_{Y \text{ проект}} \text{ и } \frac{C_{Y1}^\alpha (\alpha_{1 \text{ эфф}} - (\alpha_0)_1) + C_{Y2}^\alpha (\alpha_{2 \text{ эфф}} - (\alpha_0)_2)}{2} = C_{Y \text{ проект}}.$$

Для вычисления производной коэффициента подъемной силы по углу атаки используется выражение

$$C_Y^\alpha = 2\pi \frac{\lambda \cos \chi}{2 + \lambda},$$

где λ – удлинение крыла; χ – угол стреловидности по передней кромке крыла.

С учетом взаимного влияния несущих поверхностей [10] выражение для производной коэффициента подъемной силы примет вид

$$\begin{aligned} C_{Y1 \text{ эфф}}^\alpha &= 2\pi \frac{\lambda_1 \cos \chi_1}{2 + \lambda_1} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon_{2-1}}{\partial \alpha} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon_{1-2}}{\partial \alpha} \right) \right), \\ C_{Y2 \text{ эфф}}^\alpha &= 2\pi \frac{\lambda_2 \cos \chi_2}{2 + \lambda_2} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon_{1-2}}{\partial \alpha} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon_{2-1}}{\partial \alpha} \right) \right), \end{aligned} \quad (3)$$

Принимаем, что

$$(\alpha_{уст})_2 = (\alpha_{уст})_1 - 2^\circ. \quad (4)$$

Комбинируя формулы (2) и (4), получаем

$$\alpha_{эфф1} = \alpha + (\alpha_{уст})_1 - \varepsilon_{2-1}, \quad (5)$$

$$\alpha_{эфф2} = \alpha + (\alpha_{уст})_1 - 2^\circ - \varepsilon_{1-2}. \quad (6)$$

Для вычисления производных коэффициента подъемной силы необходимо знать производную угла скоса по углу атаки. Согласно работе [11], в достаточно широком диапазоне углов атаки средний угол скоса потока является линейной функцией коэффициента подъемной силы крыла. При линейной зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки средний угол

скоса потока также является линейной функцией от угла атаки. В таком случае можно представить производную $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ следующим образом:

$$\frac{\partial \varepsilon_{1-2}}{\partial \alpha} = \frac{\varepsilon_{1-2}}{(\alpha_{эфф1} + \alpha_{01})}, \quad \frac{\partial \varepsilon_{2-1}}{\partial \alpha} = \frac{\varepsilon_{2-1}}{(\alpha_{эфф2} + \alpha_{02})}.$$

Подставив формулы (5) и (6) в выражение (3) и перегруппировав его, получим выражение для угла атаки, обеспечивающего достижение заданного коэффициента подъемной силы самолетом с двумя несущими поверхностями одинаковой плановой геометрии:

$$\alpha = \frac{C_Y}{C_1^\alpha} + \frac{\varepsilon_{2-1} + \varepsilon_{1-2} + 90^\circ (\bar{f}_1 + \bar{f}_2)}{2} + 1^\circ - \alpha_{уст1}.$$

Результаты расчетов отражены на рис. 4.

Рис. 4. Зависимость угла атаки, обеспечивающего достижение заданного коэффициента подъемной силы самолетом с двумя несущими поверхностями одинаковой плановой геометрии, от соотношения подъемной силы крыльев: — $\alpha_1 = f(Y_1/Y_2)$; — $\alpha_2 = f(Y_1/Y_2)$; — $\alpha = f(Y_1/Y_2)$

2. Положение фокуса системы из двух несущих поверхностей при заданной степени статической устойчивости

Уравнение моментов для системы из двух несущих поверхностей имеет следующий вид (см. рис. 1) [12]:

$$M_{ЦГ} = Y_1 l_1 - Y_2 l_2 + M_1 + M_2 = 0, \quad (7)$$

где $M_{ЦГ}$ – аэродинамический момент тангажа относительно центра тяжести компоновки.

Запишем

$$b_{САХ экв} = b_{САХ 1} \frac{S_1}{S} + b_{САХ 2} \frac{S_2}{S},$$

где $b_{САХ экв}$, $b_{САХ 1}$, $b_{САХ 2}$ – средняя аэродинамическая хорда соответственно эквивалентного, переднего и заднего крыльев.

При $S_1 = S_2 = 0,5S$

$$b_{САХ экв} = b_{САХ 1} + b_{САХ 2} = b_{САХ}.$$

Представим расстояния от центра давления переднего и заднего крыльев до центра тяжести самолета в долях от $b_{САХ}$ (плечо переднего крыла имеет положительный знак; плечо заднего крыла имеет отрицательный знак):

$$\bar{l}_1 = \frac{l_1}{b_{САХ}},$$

$$-\bar{l}_2 = \frac{l - l_1}{b_{\text{CAХ}}} = \frac{(1 - b_{\text{CAХ}}\bar{l}_1)}{b_{\text{CAХ}}}. \quad (8)$$

Разделив уравнение (7) на $qSB_{\text{CAХ}}$ и подставив в него выражение (8), получим

$$m_{\text{цт}} = C_{Y1}\bar{l}_1 - C_{Y2}\frac{1 - b_{\text{CAХ}}\bar{l}_1}{b_{\text{CAХ}}} + m_{z_{\text{кр}1}} + m_{z_{\text{кр}2}} = 0.$$

Здесь

$$m_{z_{\text{кр}1}} = m_{z_{01}} + (\bar{X}_{\tau} - \bar{X}_{F1})C_{Y1} + (C_{X1} - \alpha_{\text{эфф}1}C_{Y1})\bar{Y}_{\tau1}, \quad (9)$$

$$m_{z_{\text{кр}2}} = m_{z_{02}} + (\bar{X}_{\tau} - \bar{X}_{F2})C_{Y2} + (C_{X2} - \alpha_{\text{эфф}2}C_{Y2})\bar{Y}_{\tau2}, \quad (10)$$

где m_{z_0} – коэффициент аэродинамического момента тангажа крыла при нулевой подъемной силе; $\bar{X}_{\tau}$ – безразмерная координата ЦМ самолета, выраженная в долях $b_{\text{CAХэкв}}$, $\bar{X}_{\tau} = \frac{x_{\tau}}{b_{\text{CAХ}}}$; $\bar{X}_{F_{\text{кр}}}$ – безразмерная координата фокуса крыла; C_{X1} и C_{X2} – коэффициенты силы лобового сопротивления соответственно переднего и заднего крыльев; $\bar{Y}_{\tau1}$, $\bar{Y}_{\tau2}$ – расстояние от центра масс самолета до верхнего и нижнего крыльев, выраженное в долях $b_{\text{CAХэкв}}$, $\bar{Y}_{\tau1} = \frac{Y_{\tau1}}{b_{\text{CAХ}}}$, $\bar{Y}_{\tau2} = \frac{Y_{\tau2}}{b_{\text{CAХ}}}$.

Из приведенных выше выражений можно получить

$$\bar{l}_1 = \frac{2m_{z_{\text{с-}\tau}}^{\alpha} + \bar{l}C_{Y2\text{эфф}}^{\alpha}}{C_{Y1\text{эфф}}^{\alpha} + C_{Y2\text{эфф}}^{\alpha}},$$

$$\text{где } C_{Y_{\text{с-}\tau}}^{\alpha} = \bar{S}_1 C_{Y1\text{эфф}}^{\alpha} + \bar{S}_2 C_{Y2\text{эфф}}^{\alpha} = \frac{C_{Y1\text{эфф}}^{\alpha} + C_{Y2\text{эфф}}^{\alpha}}{2};$$

$$m_{z_{\text{с-}\tau}}^{\alpha} = \bar{l}_1 \bar{S}_1 C_{Y1\text{эфф}}^{\alpha} - \bar{l}_2 \bar{S}_2 C_{Y2\text{эфф}}^{\alpha} = \frac{\bar{l} C_{Y1\text{эфф}}^{\alpha} - \bar{l}_2 C_{Y2\text{эфф}}^{\alpha}}{2}.$$

Чтобы пересчитать координату центра тяжести на $b_{\text{CAХэкв}}$, используем следующее выражение (рис. 5):

$$\bar{l}_3 = \frac{b_{\text{CAХ}}\bar{l}_1 - X_{\text{экв}}}{b_{\text{CAХ}}} = \bar{X}_{\text{Тпз}}, \quad (11)$$

где $\bar{X}_{\text{Тпз}}$ – координата предельно задней центровки самолета с крылом коробчатой схемы, отнесенная $b_{\text{CAХэкв}}$;

$$X_{\text{экв}} = \frac{1}{1 + \frac{S_1}{S_2}K} - \frac{S_1 + S_2}{4\sqrt{I_1^2 + I_2^2}}, \quad (12)$$

где K – коэффициент, учитывающий разность углов установки крыльев, скосы и торможение потока за передним крылом,

$$K = \frac{1 + 0,07\Delta\varphi}{\left(0,9 + 0,2\frac{G}{1}\left(1 - 0,02\frac{S_1}{S_2}\right)\right)},$$

$$\Delta\varphi = \alpha_{уст1} - \alpha_{уст2},$$

где G – высота бипланной коробки.

Рис. 5. Положение $b_{САХЭКВ}$

Положение фокуса самолета для обеспечения заданной степени статической устойчивости найдем следующим образом:

$$X_F = \bar{X}_{Тпз} - m_{zc-\tau}^{C_y}.$$

3. Продольная балансировка самолета с крылом коробчатой схемы в горизонтальном установившемся полете

В работе [3] показано, что оптимальным расположением отклоняемых поверхностей по размаху крыльев магистрального коробчатого самолета является следующее: рули высоты и элероны следует располагать на обоих крыльях, рули высоты – с внутренней стороны, элероны – с внешней.

В предлагаемой компоновке легкого самолета с крылом коробчатой схемы отсутствует горизонтальное оперение, управление и балансировка по тангажу осуществляются с помощью элевонов, установленных на внутренней части крыла. В предлагаемой модели были рассмотрены три варианта балансировки:

- 1) элевоны на переднем крыле;
- 2) элевоны на заднем крыле;
- 3) элевоны на обоих крыльях (в этом случае в рассматриваемой компоновке площадь каждого из элевонов в 2 раза меньше, чем в вариантах 1 и 2).

Запишем уравнение балансировки самолета с крылом коробчатой схемы в режиме установившегося прямолинейного полета [13, 14]:

$$m_{zкр1} + m_{zкр2} + m_{zф} + m_{zэв1} + m_{zэв2} + m_{zp} = 0,$$

где $m_{zкр}$ можно найти по формулам (9) и (10), при этом C_y определяется при $\delta_{эв1} = \delta_{эв2} = 0$ и для режима горизонтального полета находится следующим образом:

$$C_{y0} = C_y - C_y^{\delta} \delta_{эв1} - C_y^{\delta} \delta_{эв2},$$

где $\delta_{эв}$ – угол отклонения элевона; $m_{zф}$ – коэффициент аэродинамического момента тангажа фюзеляжа; $m_{zэв}$ – коэффициент аэродинамического момента тангажа элевонов; m_{zp} – коэффициент аэродинамического момента тангажа от тяги винта.

$$m_{z \text{ эв}} = C_{y \text{ эв}}^{\alpha} \delta_{\text{эв}} n_{\text{эв}} \bar{L}_{\text{эв}},$$

где $n_{\text{эв}}$ – относительный коэффициент эффективности элеронов, $n_{\text{эв}} = \frac{C_{y \text{ эв}}^{\delta}}{C_{y \text{ эв}}^{\alpha}}$; $\bar{L}_{\text{эв}} = \frac{L_{\text{эв}}}{b_{\text{САХ}}}$.

Выразим $\delta_{\text{эв}1}$ из формул (1), (11) и (12):

$$\delta_{\text{эв}1} = \frac{-\left(m_{z \text{ кр}1} + m_{z \text{ кр}2} + m_{z \text{ ф}} + m_{z \text{ р}} + m_{z \text{ эв}2} \left(1 + \frac{m_{z \text{ эв}2}^{C_y}}{\bar{L}_{\text{эв}2}}\right)\right)}{C_{y \text{ эв}1}^{\alpha} n_{\text{эв}1} \bar{L}_{\text{эв}1} \left(1 + \frac{m_{z \text{ эв}1}^{C_y}}{\bar{L}_{\text{эв}1}}\right)}.$$

Задавшись рядом значений $\delta_{\text{эв}2}$, можно определить соответствующие им значения $\delta_{\text{эв}1}$ в режиме балансировки (1-й расчетный случай).

На рис. 6 представлена зависимость потребного суммарного балансирующего отклонения элеронов от соотношения подъемной силы, создаваемой передним и задним крыльями.

Здесь $\left|\sum \delta_i\right| = \left|\delta_{\text{эв}1}\right| + \left|\delta_{\text{эв}2}\right|$, $\delta_{\text{эв}2} = \text{const}$.

Рис. 6. Зависимость потребного суммарного отклонения элеронов от соотношения подъемной силы, создаваемой передним и задним крыльями, при $\delta_{\text{эв}2} = \text{const}$

Далее (рис. 7) представлена та же зависимость, но при фиксированных значениях отклонения элерона на переднем крыле (2-й расчетный случай).

Рис. 7. Зависимость потребного суммарного отклонения элеронов от соотношения подъемной силы, создаваемой передним и задним крыльями, при $\delta_{\text{эв}1} = \text{const}$

Согласно графикам минимальное суммарное балансировочное отклонение элевонів при заданной степени продольной статической устойчивости и заданной геометрии соответствует соотношению подъемной силы, приблизительно равному 2; при этом балансировочные углы отклонения переднего и заднего элевонів в горизонтальном полете практически равны 0.

Теперь рассмотрим одновременное отклонение элевонів на равные по модулю, но противоположные по знаку углы атаки (3-й расчетный случай). Это означает, что

$$\delta_{эв2} = -\delta_{эв1}.$$

Тогда

$$m_{z_{эв2}} = -\left(C_{y_{эв2}}^{\alpha} \delta_{эв1} n_{эв2} \bar{L}_{эв2}\right),$$

$$\delta_{эв1} = \frac{-\left(m_{z_{кр1}} + m_{z_{кр2}} + m_{z_{\phi}} + m_{z_P}\right)}{C_{y_{эв1}}^{\alpha} n_{эв1} \bar{L}_{эв1} \left(1 + \frac{m_{z_y}^{C_y}}{\bar{L}_{эв1}}\right) - \left(C_{y_{эв2}}^{\alpha} n_{эв2} \bar{L}_{эв2}\right) \left(1 + \frac{m_{z_y}^{C_y}}{\bar{L}_{эв2}}\right)}.$$

Построим балансировочные кривые $\delta_{эв} = -f(C_y)$ при $H = \text{const}$ и $n_y = 1$ для трех значений соотношения подъемной силы переднего и заднего крыльев: 0,9; 1; 1,5 (рис. 8, 9).

Рис. 8. Балансировочные кривые для случая балансировки при помощи задних элевонів

Рис. 9. Балансировочные кривые для случая балансировки при помощи передних элевонів

Из графиков следует, что при $\frac{C_{y1}}{C_{y2}} = 1$ балансировочное положение органов продольного управления практически не зависит от C_y (следовательно, скорости полета), самолет нейтрален в продольном канале; при $\frac{C_{y1}}{C_{y2}} > 1$ самолет неустойчив в продольном канале; при $\frac{C_{y1}}{C_{y2}} < 1$ самолет устойчив.

На рис. 10 представлена зависимость балансировочных углов отклонения элеронов одновременно на переднем и заднем крыльях от коэффициента подъемной силы.

Рис. 10. Балансировочные кривые для балансировки при помощи передних и задних элеронов

Для дальнейшей работы выбрано соотношение подъемной силы крыльев $n = \frac{C_{y1}}{C_{y2}} = 0,9$.

В этом случае самолет устойчив, индуктивное сопротивление по сравнению с минимальным, увеличивается на 5,3 %, согласно теории Прандтля [4].

Зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки при $\delta_{эв1} = \delta_{эв2} = 0$ для выбранной компоновки представлена на рис. 11.

Рис. 11. Зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки

4. Потери, связанные с балансировкой самолета

Полный коэффициент подъемной силы в горизонтальном полете в режиме балансировки

$$C_{y\delta} = C_{y0} + C_y^\alpha \alpha + C_{y\delta_{эв1}}^\delta \delta_{эв1} + C_{y\delta_{эв2}}^\delta \delta_{эв2},$$

где $C_{y0} + C_y^\alpha \alpha_0$.

Балансировочные углы отклонения элеронов найдем с помощью уравнения для коэффициента момента тангажа в режиме балансировки:

$$m_{z\ c-\tau} = m_{z0} + m_z^\alpha \alpha + m_{z1}^\delta \delta_1 + m_{z2}^\delta \delta_2,$$

где

$$m_{z1}^\delta = C_{y\ \text{эВ}1}^\alpha n_{\text{эВ}1} \bar{L}_{\text{эВ}1},$$

$$m_{z2}^\delta = C_{y\ \text{эВ}2}^\alpha n_{\text{эВ}2} \bar{L}_{\text{эВ}2}.$$

При $\delta_2 = \text{const}$

$$\delta_1 = \frac{-(m_{z0} + m_z^\alpha \alpha + m_{z2}^\delta \delta_2)}{m_{z1}^\delta}.$$

Аналогично при $\delta_1 = \text{const}$

$$\delta_2 = \frac{-(m_{z0} + m_z^\alpha \alpha + m_{z1}^\delta \delta_1)}{m_{z2}^\delta}.$$

При синхронном отклонении элевонов

$$\delta_{\text{эВ}1} = -\delta_{\text{эВ}2},$$

$$\delta_1 = \frac{-(m_{z0} + m_z^\alpha \alpha)}{m_{z1}^\delta - m_{z2}^\delta}.$$

Влияние балансировки самолета на зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки представлено на рис. 12.

Рис. 12. Зависимость $C_Y = f(\alpha)$ для самолета коробчатой схемы

Как и следовало ожидать, при отклонении элевонов на переднем крыле производная коэффициента подъемной силы по углу атаки больше производной коэффициента подъемной силы по углу атаки исходной конфигурации, при отклонении элевонов на заднем крыле возникают балансировочные потери; при синхронном отклонении производный коэффициент подъемной силы по углу атаки не меняется.

Увеличение лобового сопротивления при балансировке можно оценить следующим образом [15]:

$$(\Delta C_x)_{\delta_{\text{эВ}2} = \text{const}} = \frac{1}{C_{y\ \text{эВ}1}^\alpha} (\Delta C_{y\ \text{эВ}1})_{\delta_{\text{эВ}2} = \text{const}}^2 + \frac{1}{C_{y\ \text{эВ}2}^\alpha} (\Delta C_{y\ \text{эВ}2})_{\delta_{\text{эВ}2} = \text{const}}^2,$$

$$(\Delta C_x)_{\delta_{эв1} = \text{const}} = \frac{1}{C_{y\text{эв1}}^\alpha} (\Delta C_{y\text{эв1}})_{\delta_{эв1} = \text{const}}^2 + \frac{1}{C_{y\text{эв2}}^\alpha} (\Delta C_{y\text{эв2}})_{\delta_{эв1} = \text{const}}^2.$$

Результаты расчета представлены на рис. 13.

Рис. 13. Прирост индуктивного сопротивления при балансировке

Прирост лобового сопротивления, связанный с балансировкой самолета, существенно выше при фиксированном положении задних элеронов, чем при фиксированном положении передних элеронов либо при синхронном отклонении элеронов.

Итак, выполнение условия устойчивости ведет к увеличению индуктивного сопротивления схемы относительно минимально возможной величины (на 5,3 % при $n = 0,9$), прирост лобового сопротивления при балансировке на малых углах атаки минимален при фиксированном положении передних элеронов ($\delta_{эв1} = \text{const} = 0$).

Далее представлены графики для коробчатого крыла, наложенные на графики эквивалентного моноплана (рис. 14–16).

Рис. 14. Зависимость $C_y = f(\alpha)$

Рис. 15. Балансировочные кривые

Рис. 16. Прирост индуктивного сопротивления при балансировке

Анализ графиков показывает следующее:

–наибольший производный коэффициент подъемной силы по углу атаки соответствует коробчатому самолету с фиксированными задними элевонами;

–в горизонтальном прямолинейном полете наименьшие балансировочные углы отклонения управляющих поверхностей требуются от коробчатого самолета с крыльями, создающими

одинаковую подъемную силу $\frac{C_{y1}}{C_{y2}} = 1$;

–наименьший прирост лобового сопротивления вследствие балансировки соответствует моноплану, поскольку при проектировании моноплана можно подобрать угол установки стабилизатора, позволяющий максимально сократить углы отклонения руля высоты на расчетном режиме;

–большой прирост лобового сопротивления при балансировке коробчатого самолета связан с тем, что элевоны расположены на небольшом плече относительно расчетного центра тяжести самолета; при этом элевоны на переднем крыле менее эффективны, чем задние, потому что находятся на еще меньшем плече, чем задние элевоны (несмотря на то, что задние элевоны находятся в зоне скоса потока от переднего крыла).

Прирост лобового сопротивления при балансировке с помощью задних элевонов чуть меньше, чем при балансировке с помощью синхронного отклонения элевонов, однако баланси-

ровочный производный коэффициент подъемной силы по углу атаки при балансировке только задними элевонами ниже.

В статье рассмотрен подход к аналитическому определению рационального соотношения подъемной силы переднего и заднего крыльев легкого самолета коробчатой схемы. Проведен анализ продольной балансировки самолета с крылом коробчатой схемы в горизонтальном полете. Показан прирост индуктивного сопротивления вследствие обеспечения заданной продольной статической устойчивости, а также произведена оценка балансировочного сопротивления как для самолета с крылом коробчатой схемы, так и для эквивалентного моноплана. Показано, что балансировочные потери такого самолета существенно выше потерь эквивалентного моноплана.

Описанная модель устойчивости и балансировки может оказаться полезной на этапе определения основных геометрических параметров самолета с крылом коробчатой схемы, поскольку позволяет в 1-м приближении решить следующие задачи:

- определение соотношения подъемной силы крыльев;
- определение углов установки крыльев с учетом схода потока на расчетном режиме полета;
- выбор способа балансировки самолета.

Библиографический список

1. Kroo I. Drag due to lift: concepts for prediction and reduction / Stanford University. – USA, 2005. – 661 p.
2. Kroo I. Nonplanar wing concept for increased aircraft efficiency / Stanford University. – June 6–10 2005. – P. 1–2. – (VKI Lecture Series on Innovative Configurations and Advanced Concepts for Future Civil Aircraft.)
3. Sobester A., Forrester A.I.J. Aircraft aerodynamic design geometry and optimization / University of Southampton. – UK.: Wiley, 2015. – 205 p.
4. Prandtl L. Induced drag of multipanes // Technische Berichte. – March 1924. – Vol. III, no. 7. – P. 16–17.
5. Munk Max M. Report No. 121: The minimum induced drag of airfoils // National Advisory Committee for Aeronautics. – 1921. – P. 387–389.
6. Addoms R.B., Spaid F.W. Aerodynamic design of high-performance biplane wings // J. of Aircraft. – August 1975. – Vol. 12, no. 8. – P. 629–630.
7. Frediani Aldo. The prandtlwing: innovative configurations and advanced concepts for future civil transport aircraft / ed. by E. Torenbeek and H. Deconinck; Von Karman Institute for Fluid Dynamics. – June 2005. – 15 p. – (VKI Lecture Series.)
8. Schiklitz Daniel, Scholtz Dieter. The conflict of aerodynamic and static longitudinal stability of box wing aircraft. – Aero-aircraft design and systems group / Hamburg University of Applied Sciences. – 2001. – 15 p.
9. Darmofal David, Drela Mark, Uranga Alejandra. Introduction to aerodynamics / ed. by X. Course. – March 14, 2016. – MIT.16101.
10. Andrews Stephen Arthur. Multidisciplinary analysis of closed, nonplanar wing configurations for transport aircraft // A Thesis Submitted to the Division of Graduate Studies of the Royal Military College of Canada in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of Doctor of Philosophy, Mechanical Engineering. – April, 2016. – P. 5–7.
11. Аэромеханика самолета: учеб. для авиационных вузов / под ред. А.Ф. Бочкарева. – М.: Машиностроение, 1977. – 191 с.
12. Paul Olugbeji Jemitola. Conceptual design and optimization methodology for box wing aircraft: PhD. thesis / School of Aerospace Engineering, Cranfield University. – 2012. – No. 13. – 79 p.
13. Авиация общего назначения: рекомендации для конструкторов / под ред. В.Г. Микеладзе; Центр. аэрогидродинам. ин-т им. Н.Е. Жуковского. – М., 1996. – 142 с.
14. Daniel P. Raymer. Aircraft design: a conceptual approach. – Washington: Published by American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995. – 419 p.
15. Артамонова Л.Г., Кузнецов А.В., Песецкая Н.Н. Поверочный расчет аэродинамических характеристик самолета: учеб. пособие. – М., 2007. – 175 с.

References

1. Kroo I. Drag due to lift: concepts for prediction and reduction. Stanford University, USA, 2005. 661 p.
2. Kroo I. Nonplanar wing concept for increased aircraft efficiency. Stanford University, U.S.A.: VKI lecture series on Innovative Configurations and Advanced Concepts for Future Civil Aircraft. June 6-10, 2005, pp. 1-2.
3. Andreas Sobester and Alexander I J Forrester. Aircraft aerodynamic design geometry and optimization. Faculty of Engineering and the Environment, University of Southampton, UK.: Wiley, 2015. 205 p.
4. Prandtl L. Induced drag of multipanes. - Technische Berichte, March, 1924, Vol. III, No. 7, pp. 16-17.
5. Munk Max M. Report No. 121: The minimum induced drag of airfoils. - National advisory committee for Aeronautics. 1921, pp. 387-389.
6. Addoms R. B., Spaid, F. W. Aerodynamic Design of High-Performance Biplane Wings. Journal of Aircraft, August 1975, Vol. 12, No. 8, pp. 629-630.
7. Frediani Aldo. The PrandtlWing: Innovative Configurations and Advanced Concepts for Future Civil Transport Aircraft / edited by E. Torenbeek and H. Deconinck. VKI Lecture Series: Von Karman Institute for Fluid Dynamics, June 2005. 15 p.
8. Schiktanz Daniel, Scholts Dieter. The conflict of aerodynamic and static longitudinal stability of box wing aircraft. Aero – aircraft design and systems group, Department of automotive and aeronautical engineering, Hamburg University of applied sciences, 2001. 15 p
9. Darmofal David, Drela Mark, Uranga Alejandra. Introduction to Aerodynamics / edX Course. MIT.16101: March 14, 2016. 346 p.
10. Andrews Stephen Arthur. Multidisciplinary analysis of closed, nonplanar wing configurations for transport aircraft. A Thesis Submitted to the Division of Graduate Studies of the Royal Military College of Canada in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of Doctor of Philosophy, Mechanical Engineering, April, 2016, pp. 5-7.
11. Bochkarev A.F. Aeromekhanika samoleta. Uchebnik dlya aviatsionnykh vuzov [Aeromechanics of aircraft. Textbook]. Moscow, Mashinostroyeniye, 1977. 191 p.
12. Paul Olugbeji Jemitola. Conceptual design and optimization methodology for box wing aircraft. PhD thesis: School of aerospace engineering, Cranfield University, 2012, no. 13, pp. 79.
13. Mikeladze V.G. Aviatsiya obshchego naznacheniya. Rekomendatsii dlya konstruktorov [General Aviation. Recommendations for designers]. Central Aerohydrodynamic Institute named by N.E. Zhukovskiy, 1996, 142 p.
14. Daniel P. Raymer. Aircraft design: a conceptual approach. Published by American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington, D.C., 1995, 419 p.
15. Artamonova L.G., Kuznetsov A.V., Pesetskaya N.N. Poverochnyy raschet aerodinamicheskikh kharakteristik samoleta. Uchebnoye posobiye [Verification calculation of the aerodynamic characteristics of the aircraft. Textbook]. Moscow, 2007, 175 p.

Об авторах

Карпович Елена Анатольевна (Москва, Россия) – аспирант кафедры 101 «Проектирование и сертификация авиационной техники» ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (125080, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4, e-mail: Elena.Karpovich@irkut.com).

Лисейцев Николай Константинович (Москва, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры 101 «Проектирование и сертификация авиационной техники» ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (125080, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4, e-mail: kaf101@mai.ru).

About the authors

Elena A. Karpovich (Moscow, Russian Federation) – PhD Student of Aircraft Design Department, Moscow Aviation Institute (National Research University) (4, Volokolamsk highway, Moscow, 125080, Russian Federation, e-mail: Elena.Karpovich@irkut.com).

Nikolai K. Liseitsev (Moscow, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor of Aircraft Design of Department, Moscow Aviation Institute (National Research University) (4, Volokolamsk highway, Moscow, 125080, Russian Federation, e-mail: kaf101@mai.ru).