

УДК 629.7.03

О.Л. ЛЕМКО

Национальный авиационный университет, Киев

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ СНИЖЕНИЯ БАЛАНСИРОВОЧНЫХ ПОТЕРЬ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО КАЧЕСТВА НА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ СХЕМЫ «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО»

В статье рассмотрено влияние продольных моментных характеристик, центровки, а также отклонения руля высоты, обдуваемого струей движителя, на величину балансировочного аэродинамического качества ЛА схемы «летающее крыло».

летательный аппарат типа «летающее крыло», балансировочное аэродинамическое качество

Введение

Компоновочная схема летательного аппарата (ЛА) типа «летающее крыло» в последнее время получает все более широкое распространение. Во многих странах разрабатываются проекты сверхтяжелых самолетов и легких беспилотных летательных аппаратов. Интерес к схеме «летающее крыло» вызван, прежде всего, возможностью получения более высокого аэродинамического качества, а следовательно, большей дальности и продолжительности полета. Аэродинамическое качество выступает здесь как определяющий параметр и должно иметь как можно большую величину.

Однако «летающее крыло» имеет существенный недостаток, который до настоящего времени сдерживал его практическое применение – проблемы с обеспечением продольной балансировки, устойчивости и управляемости, так как управляющий орган (как правило, элевон, реже – руль высоты) имеет небольшое плечо относительно центра масс [1]. Поэтому для обеспечения балансировки и управляемости ЛА схемы «летающее крыло» он должен иметь сравнительно большую площадь и отклоняться на значительные отрицательные углы [1, 2]. При этом аэродинамическая сила руля направлена вниз и уменьшает общую подъемную силу «летающего

крыла», что вызывает большие потери аэродинамического качества на балансировку.

Целью данного исследования является определение влияния геометрических, аэродинамических, центровочных и энергетических факторов [3, 4] на величину балансировочного аэродинамического качества ($K_{бал}$) ЛА схемы «летающее крыло».

Результаты исследований

Балансировочное аэродинамическое качество ЛА схемы «летающее крыло» в горизонтальном полете может быть записано в виде

$$K_{бал} = \frac{c_{y_{ГП}} + \Delta c_{y_{\delta}}(\delta_{\delta}) \cdot \bar{S}_{p\delta}}{c_{x0} + Ac_{y_{ГП}}^2 + \Delta c_x(\delta_{\delta})}, \quad (1)$$

где c_{y_a} – коэффициент подъемной силы горизонтального полета при нейтральном положении руля высоты; $\Delta c_{y_{\delta}}$ – приращение коэффициента подъемной силы при отклонении руля высоты; c_{x0} – коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъемной силе при нейтральном положении руля высоты; $Ac_{y_a}^2$ – коэффициент индуктивного сопротивления при нейтральном положении руля высоты; Δc_x – приращение коэффициента лобового сопротивления при отклонении руля высоты в горизонтальном полете, приведенное к площади крыла;

$\bar{S}_{pв} = \frac{S_{pв}}{S}$ – относительная площадь руля высоты.

Для определения потерь аэродинамического качества на балансировку с учетом влияния перечисленных выше факторов выражение (1) можно преобразовать к виду, удобному для последующего анализа.

При отклонении руля высоты углы атаки α обслуживаемой им площади изменяются на величину $\Delta\alpha = n \cdot \delta_\theta$, где $n = \sqrt{S_{pв}/S_{обс}}$ – коэффициент относительной эффективности руля высоты. Подъемная сила, обслуживаемой рулем высоты части крыла, изменится на величину

$$Y_\delta = c_y^\alpha \cdot \Delta\alpha \cdot q_\delta \cdot S_{обс} = c_y^\alpha \cdot n \cdot \delta_\theta \cdot q_\delta \cdot S_{обс}, \quad (2)$$

где q_δ – скоростной напор в районе руля высоты. Эту же силу можно выразить через коэффициент подъемной силы всего ЛА с учетом отклонения руля высоты

$$Y_\delta = c_{y\delta} \cdot q \cdot S. \quad (3)$$

Из равенств (2) и (3) определяется значение коэффициента $c_{y\delta} = k_\delta \cdot c_y^\alpha \cdot \frac{S_{обс}}{S} \cdot n \cdot \delta_\theta$, откуда

$$c_y^\delta = k_\delta \cdot c_y^\alpha \cdot \frac{S_{обс}}{S} \cdot n = k_\delta \cdot c_y^\alpha \cdot \sqrt{\frac{S_{обс}^2}{S^2} \cdot \frac{S_{pв}}{S_{обс}}} = c_y^\alpha \cdot k_\delta \sqrt{\bar{S}_{pв} \cdot \bar{S}_{обс}}, \quad (4)$$

где $k_\delta = \frac{q_\delta}{q}$ – коэффициент повышения скорости за счет дополнительной обдувки руля высоты струей от двигателя.

Изменение коэффициента подъемной силы за счет отклонения руля высоты

$$\Delta c_y = c_y^\delta \cdot \delta_\theta = c_y^\alpha \cdot k_\delta \cdot \delta_\theta \sqrt{\bar{S}_{pв} \cdot \bar{S}_{обс}}. \quad (5)$$

Продольный момент от руля высоты

$$M_z = Y_\delta (x_\delta - x_T). \quad (6)$$

Поделив (6) на $q S b_A$, определим коэффициент

$$m_z = c_y^\delta \cdot \delta_\theta (\bar{x}_\delta - \bar{x}_T)$$

и его производную

$$m_z^\delta = c_y^\delta (\bar{x}_\delta - \bar{x}_T).$$

Уравнение продольной моментной балансировки ЛА будет иметь следующий вид:

$$m_z = m_{z0} - c_{ya}(\bar{x}_F - \bar{x}_T) + m_{zP} + m_z^\delta \cdot \delta = 0,$$

где m_{zP} – коэффициент момента от тяги силовой установки.

Балансировочное отклонение руля высоты определяется из формулы

$$\delta_\theta = -\frac{1}{m_z^\delta} \cdot [m_{z0} + m_{zP} - c_{ya}(\bar{x}_F - \bar{x}_T)] = \delta_0 + \delta_Y, \quad (7)$$

где $\delta_0 = -\frac{m_{z0} + m_{zP}}{m_z^\delta}$ – балансировочное отклонение руля высоты при нулевой подъемной силе;

$\delta_Y = \frac{(\bar{x}_F - \bar{x}_T)}{m_z^\delta} \cdot c_{ya} = -\frac{m_z^\alpha}{m_z^\delta} \cdot \alpha$ – отклонение руля

высоты, обусловленное подъемной силой.

Коэффициент подъемной силы сбалансированного ЛА определяется в виде суммы

$$\begin{aligned} c_{y\delta} &= (c_y^\alpha)_{\delta=0} \alpha + c_y^\delta (\delta_Y + \delta_0) = \\ &= c_y^\delta \delta_0 + [(c_y^\alpha)_{\delta=0} - c_y^\delta \frac{m_z^\alpha}{m_z^\delta}] \cdot \alpha. \end{aligned} \quad (8)$$

Дифференцируя (8) по углу атаки, получим производную коэффициента подъемной силы по углу атаки сбалансированного ЛА

$$c_{y\delta}^\alpha = (c_y^\alpha)_{\delta=0} - c_y^\delta \frac{m_z^\alpha}{m_z^\delta}. \quad (9)$$

Поскольку $m_z^\alpha = m_z^{c_y} (c_y^\alpha)_{\alpha=0}$, то

$$c_{y\delta}^\alpha = (c_y^\alpha)_{\delta=0} \cdot \left[1 - c_y^\delta \frac{m_z^{c_y}}{m_z^\delta} \right]. \quad (10)$$

Выражение в квадратных скобках формулы (10) учитывает влияние обдувки и степени продольной статической устойчивости на производную коэффициента подъемной силы по углу атаки сбалансированного ЛА.

От величины производной $c_{y\delta}^\alpha$ зависит величина коэффициента индуктивности $A_{бал}$. Для сбалансиро-

ванного в продольном отношении ЛА этот коэффициент будет иметь вид

$$A_{\delta_{ал}} = \frac{1}{\pi \cdot e \lambda} \cdot \frac{1}{\left(1 - c_y^{\delta} \cdot m_z^{c_y} / m_{z_{обд}}^{\delta}\right)}. \quad (11)$$

При известном коэффициенте индуктивности $A_{\delta_{ал}}$ можно определить коэффициент лобового сопротивления сбалансированного ЛА:

$$c_{x\delta} = c_{x0} + A_{\delta_{ал}} \cdot (c_{ya})^2 = c_{x0} + A_{\delta_{ал}} \cdot [(c_y^{\alpha})_{\delta=0} \cdot \alpha]^2 \quad (12)$$

Считая, что $m_{zP} = 0$ и учитывая приведенные выше выкладки, выражение (1) можно представить в следующем виде

$$K_{\delta_{ал}} = \frac{c_{y_{ГП}} + c_y^{\alpha} \cdot k_{\delta} \cdot \delta_{\delta} \cdot \sqrt{\bar{S}_{pв} \cdot \bar{S}_{обс}}}{c_{x0} + A \cdot (c_{y_{ГП}})^2} \cdot \frac{1}{1 - c_y^{\alpha} \cdot k_{\delta} \cdot \sqrt{\bar{S}_{pв} \cdot \bar{S}_{обс}} \cdot \frac{m_z^{c_y}}{m_{z_{обд}}^{\delta}}}. \quad (13)$$

Математическая модель (13) зависимости балансирующего качества от геометрических, аэродинамических, энергетических и компоновочных параметров ЛА схемы «летающее крыло» позволяет определять потери балансирующего аэродинамического качества во всем диапазоне скоростей горизонтального полета ЛА схемы «летающее крыло».

Анализ полученной математической модели показывает, что при полете с большими запасами продольной статической устойчивости будут неизбежными значительные потери аэродинамического качества на балансировку летательного аппарата «летающее крыло», особенно если нет выдува струи на руль высоты и коэффициент m_{z0} имеет достаточно большую отрицательную величину. Струя движителя увеличивает эффективность руля высоты и таким же образом, как и положительное значение коэффициента m_{z0} , существенно уменьшает потери на балансировку даже при больших запасах продольной статической устойчивости. Для одного из сочетаний рассматриваемых параметров максимальное балансирующее качество при центровке, соответствующей

щей $m_z^{c_y} = -0,010$ даже несколько превысило максимальное аэродинамическое качество. Это стало возможным вследствие влияния обдувки и большой величины положительного коэффициента момента m_{z0} на балансирующее отклонение руля высоты. В этом случае углы отклонения руля высоты становятся положительными, так же как и прирост подъемной силы при балансировке.

В целях получения максимума аэродинамического качества «летающего крыла» требуется переход к малым запасам степени продольной статической устойчивости $m_z^{c_y}$ и положительным коэффициентам m_{z0} . Нормируемые запасы устойчивости необходимо обеспечивать средствами автоматики.

Заключение

Путем целенаправленного изменения формы крыла и рациональной компоновки движительной установки можно устранить один из главных недостатков «летающих крыльев» – большие потери на продольную балансировку.

Литература

1. Лемко О.Л. «Летающие крылья». История и возможные пути развития. – Донецк: ДИПО ИПР, 2002. – 90 с
2. Остославский И.В., Калачев Г.С. Продольная устойчивость самолета. – М.: Оборонгиз, 1951. – 364 с.
3. Авиация общего назначения. Руководство для конструкторов. – М.: ЦАГИ, 1996. – 298 с.
4. Брусиловский И. В. Теория встроенного в летательный аппарат вентилятора-двигателя // Техника Воздушного Флота. – 1999. – № 4-5. – С. 48-52.

Поступила в редакцию 11.01.2006

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Ищенко, Национальный авиационный университет, Киев.