

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМБИНАЦИЙ ТЕЛ ВРАЩЕНИЯ И НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

к.т.н. Ю.Н. Агафонов, к.т.н. В.Я. Турченко, Ю.А. Ткаченко, М.А. Гелевей
(представил д.т.н., проф. И.М. Приходько)

Известная методика учета интерференции тел вращения и треугольных крыльев распространена на задачу определения аэродинамических характеристик летательных аппаратов, составленных из тел вращения и четырехлопастных крыльев, лопасти которых могут раскрываться на разные углы. Аэродинамические характеристики изолированных тел вращения и несущих поверхностей аппроксимируются полиномами, коэффициенты которых находятся по значениям чисел Маха и аэродинамических коэффициентов в характерных точках рассматриваемых характеристик. Для летательных аппаратов с четырехлопастными крыльями выведена зависимость углов атаки и скольжения на сбалансированном режиме полета от углов раскрытия лопастей крыла. Анализ полученных балансировочных зависимостей свидетельствует, что рассматриваемая схема аппарата позволяет осуществлять раздельное управление аэродинамическими силами. Управление силой лобового сопротивления целенаправленно изменяет величину скорости полета аппарата. Управление подъемной и боковой силами корректирует направление полета в продольной и боковой плоскостях.

В процессе проектирования летательных аппаратов и определения их полетных характеристик необходимо знание их аэродинамических характеристик, которые во многом зависят от геометрической формы аппарата. Типичная форма аппарата показана на рис. 1. Это тело вращения, оснащенное треугольным крылом, которое имеет четыре лопасти, поворачивающиеся на углы $\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4$. Здесь r_k – половина размаха крыла, r_r – радиус цилиндрической части тела вращения, X_k – длина хорды консоли крыла, χ – угол стреловидности.

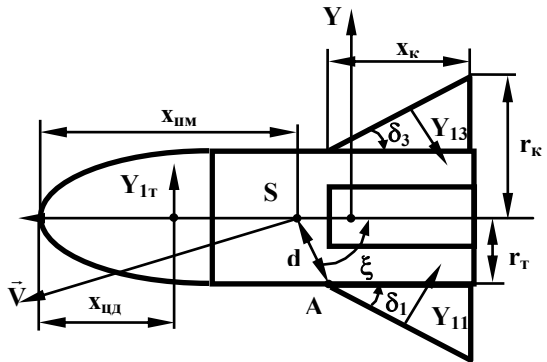


Рис. 1. Типичная форма комбинации тела вращения и четырехлопастного крыла

Нумерация лопастей и углов их раскрытия видна из рисунка. Длина

каждой лопасти X_d , ширина b . На рисунке показаны оси связанной системы координат OX_1 и OY_1 с началом в центре масс аппарата O , вектор скорости центра масс \vec{V} , угол атаки α , результирующие \vec{R}_1 и \vec{R}_3 сил давления, действующего на поверхности лопастей. Вводится предположение о неизменности давления при перемещении по поверхностям, что позволяет размещать центры давления лопастей в их геометрических центрах.

Ниже описаны графики зависимостей аэродинамических коэффициентов тел вращения и несущих поверхностей от числа Маха и рассмотрен учет их взаимной интерференции. Графики зависимостей $C_{X_0T}(M)$, $C_{Y_1T}^\alpha(M)$, $C_{Y_1KP}^\alpha(M)$, $X_{ЦДТ}(M)$ взяты из [1, 2]. Здесь C_{X_0T} - коэффициент лобового сопротивления тела вращения при нулевых скоростях атаки и скольжения, $C_{Y_1T}^\alpha, C_{Y_1KP}^\alpha$ - коэффициенты пропорциональности в выражениях для коэффициентов нормальной аэродинамической силы тела вращения и крыла от угла атаки, $X_{ЦДТ}$ - координата центра давления тела вращения. Число M соответствует широкому диапазону изменения скоростей полета в дозвуковом и сверхзвуковом диапазонах. Учет интерференции проводится в соответствии с методическими разработками, изложенными в [2, 3]. Приведенные кривые аппроксимируются квадратичными и кубическими полиномами по числу M в характерных интервалах изменения M . Коэффициенты аппроксимаций рассчитываются по формулам, в которых фигурируют координаты характерных точек без указания их численных значений.

Для учета нелинейного характера зависимости $C_{Y_1}(\alpha)$, что характерно при достаточно больших углах атаки, рекомендуется использовать вместо традиционной линейной зависимости

$C_{Y_1} = C_{Y_1}^\alpha \cdot \alpha$ зависимость

$$C_{Y_1} = C_{Y_1}^\alpha \cdot \sin \alpha.$$

Коэффициент $C_{Y_1}^\alpha$ в обеих формулах принимается одинаковым.

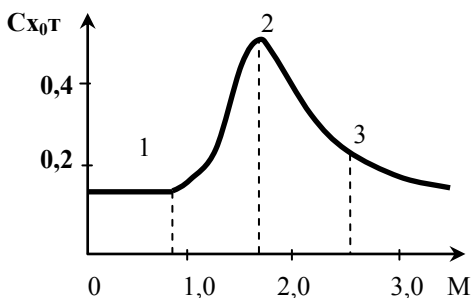


Рис. 2. График зависимости коэффициента лобового сопротивления тела вращения от числа M полета

График зависимости $C_{X_0T}(M)$ заимствован в [1] и показан на рис. 2.

Диапазон изменения чисел M рекомендуется разделить на четыре интервала, в каждом из ко-

торых рассматриваемая зависимость аппроксимируется следующим образом:

$$C_{x_{0T}} = \begin{cases} C_{x_{01}} & \text{при } 0 \leq M \leq M_1; \\ C_{x_{01}} + A_1(M - M_1)^2 + B_1(M - M_1)^3 & \text{при } M_1 \leq M \leq M_2; \\ C_{x_{03}} + A_2(M - M_3)^2 + B_2(M - M_3)^3 & \text{при } M_2 \leq M \leq M_3; \\ C_{x_{03}} & \text{при } M_3 \leq M. \end{cases} \quad (1)$$

Здесь

$$M_1 = 0,6; C_{x_{01}} = 0,41; M_2 = 1,2; C_{x_{02}} = 0,82; M_3 = 5,9; C_{x_{03}} = 0,42. \quad (2)$$

В интервалах 1 - 2, 2 - 3 зависимости аппроксимируются кубическими параболой, сопрягающимися в точках 1, 2 и 3. Коэффициенты парабол рассчитываются по формулам:

$$\begin{aligned} A_1 &= 3 \frac{C_{x_{02}} - C_{x_{01}}}{(M_2 - M_1)^2}; & B_1 &= -2 \frac{C_{x_{02}} - C_{x_{01}}}{(M_2 - M_1)^3}; \\ A_2 &= -3 \frac{C_{x_{02}} - C_{x_{03}}}{(M_3 - M_2)^2}; & B_2 &= 2 \frac{C_{x_{02}} - C_{x_{03}}}{(M_3 - M_2)^3}. \end{aligned} \quad (3)$$

Графики зависимостей $C_{y_{1T}}^\alpha(M)$, $C_{y_{1KP}}^\alpha(M)$ качественно показаны на рис. 3 и 4 соответственно. Кривая зависимости $C_{y_{1T}}^\alpha(M)$, изображенная на рис. 3, приведена в [1].

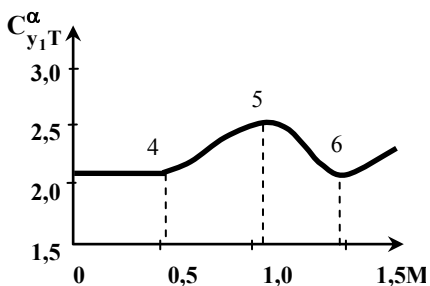


Рис. 3. График зависимости коэффициента нормальной аэродинамической силы тела вращения от числа M полета

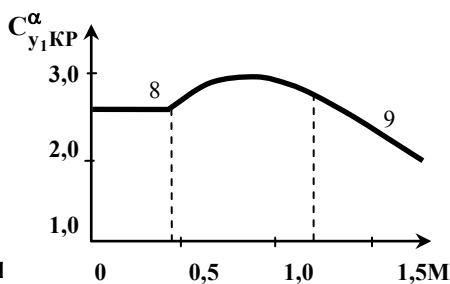


Рис. 4. График зависимости коэффициента нормальной аэродинамической силы крыла от числа M полета

Диапазоны изменения числа M для тел вращения и треугольного крыла разбиты на интервалы, в которых зависимости $C_{y_{1T}}^\alpha(M)$, $C_{y_{1KP}}^\alpha(M)$ представляются аналитически. Имеем:

$$C_{y_{1T}}^\alpha = \begin{cases} C_{y_{14}}^\alpha & \text{при } 0 \leq M \leq M_4; \\ C_{y_{14}}^\alpha + A_3(M - M_4)^2 + B_3(M - M_4)^3 & \text{при } M_4 \leq M \leq M_6; \\ C_{y_{16}}^\alpha + A_4(M - M_6)^2 & \text{при } M_6 \leq M \leq M_7. \end{cases} \quad (4)$$

$$C_{y_{1KP}}^\alpha = \begin{cases} C_{y_{18}}^\alpha & \text{при } 0 \leq M \leq M_8; \\ C_{y_{19}}^\alpha + A_5(M - M_9) + B_5(M - M_9)^2 & \text{при } M_8 \leq M \leq M_9; \\ \frac{4}{\sqrt{M^2 - 1}} & \text{при } M \geq M_9. \end{cases} \quad (5)$$

Аппроксимация зависимости $C_{y_{1KP}}^\alpha(M)$ при числах $M \geq M_8$ выполнена, исходя из следующих соображений. В сверхзвуковом диапазоне чисел $M \geq M_9$ используется приведенная в [2] формула $C_{y_{1KP}}^\alpha = \frac{4}{\sqrt{M^2 - 1}}$, а в диапазоне $M_8 \leq M \leq M_9$ строится парабола, проведенная через точки 8 и 9 и касающаяся кривой, проведенной справа. Координаты характерных точек на графиках рис. 3, 4 имеют следующие значения:

$$\begin{aligned} M_4 = 0,4; C_{y_{14}}^\alpha = 2,0; M_5 = 1,0; C_{y_{15}}^\alpha = 2,8; M_6 = 1,3; C_{y_{16}}^\alpha = 2,0; \\ M_7 = 7,0; C_{y_{17}}^\alpha = 4,6; M_8 = 0,4; C_{y_{18}}^\alpha = 2,5; M_9 = 2,0; C_{y_{19}}^\alpha = 2,4. \end{aligned} \quad (6)$$

Коэффициенты A_3, B_3, A_4, A_5, B_5 в приведенных зависимостях рассчитываются по формулам:

$$\begin{aligned} A_3 = 3 \frac{C_{y_{15}}^\alpha - C_{y_{14}}^\alpha}{(M_5 - M_4)^2}; B_3 = -2 \frac{C_{y_{15}}^\alpha - C_{y_{14}}^\alpha}{(M_5 - M_4)^3}; A_4 = \frac{C_{y_{17}}^\alpha - C_{y_{16}}^\alpha}{(M_7 - M_6)^2}; \\ A_5 = -\frac{4M_9}{(M_9^2 - 1)^{3/2}}; B_5 = \frac{1}{(M_8 - M_9)^2} \left[C_{y_{18}}^\alpha - C_{y_{19}}^\alpha - A_5(M_8 - M_9) \right]. \end{aligned} \quad (7)$$

Координата центра давления тела вращения определяется по формулам:

$$\bar{X}_{ЦДТ} = \begin{cases} \bar{X}_{ЦД1} + A_6 M^2 & \text{при } 0 \leq M \leq M_{10}; \\ \bar{X}_{ЦД2} + A_7(M - M_{10})^2 & \text{при } M_{10} \leq M \leq M_{11}; \\ \bar{X}_{ЦД3} + A_8(M - M_{11})^2 & \text{при } M_{11} \leq M \leq M_{12}. \end{cases} \quad (8)$$

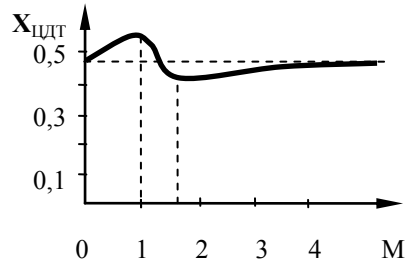
График аппроксимируемой зависимости приведен в [1] и показан на рис. 5.

Здесь $\bar{X}_{ЦД} = \frac{X_{цд}}{l}$, где $X_{цд}$ – расстояние от носка тела вращения до центра давления; l – длина тела вращения;

$$A_6 = \frac{\bar{X}_{ЦД2} - \bar{X}_{ЦД1}}{M_7^2};$$

$$A_7 = \frac{\bar{X}_{ЦД3} - \bar{X}_{ЦД2}}{(M_{11} - M_{10})^2};$$

$$A_8 = \frac{\bar{X}_{ЦД4} - \bar{X}_{ЦД3}}{(M_{12} - M_{11})^2}.$$



Координаты граничных точек на рис. 5 зависят от конфигурации тела вращения и для формы, использованной в [1], и имеют значения:

$$M_1 = 0; \bar{X}_{ЦД1} = 0,49; M_{10} = 1,0; \bar{X}_{ЦД2} = 0,52;$$

$$M_{11} = 1,6; \bar{X}_{ЦД3} = 0,42; M_{12} = 6,5; \bar{X}_{ЦД4} = 0,49.$$

Учет интерференции центрального тела вращения и крыла в соответствии с методикой, изложенной в [2, 3], осуществляется по формулам:

$$C_{y1\Sigma}^{\alpha} = C_{y1T}^{\alpha} + K_{инт} C_{y1кр}^{\alpha} \frac{S_{кр}}{S_M}; \quad K_{инт} = \left(1 + \frac{r_T}{r_K}\right)^2. \quad (9)$$

Здесь $C_{y1\Sigma}^{\alpha}$ – коэффициент пропорциональности для составного тела; $S_{кр}$ – площадь консолей крыла, S_M – площадь миделя тела вращения. Имеем

$$S_{кр} = (r_K - r_T)x_K, S_M = \pi r_T^2. \quad (10)$$

Изменение коэффициента продольной аэродинамической силы тела вращения, вызванное индукцией нормальной аэродинамической силы, учитывается по формуле

$$C_{X1} = C_{X0} + C_{X1}^{\alpha\alpha} \cdot \alpha^2, \text{ где } C_{X1}^{\alpha\alpha} \approx 2,0. \quad (11)$$

Приведем расчет коэффициентов аэродинамических сил в скоростной системе координат. При малых углах атаки коэффициенты C_X и C_Y определяются при помощи формул:

$$C_{X\Sigma} = C_{X0} + C_{X1}^{\alpha\alpha} \cdot \alpha^2 + C_{y1кр}^{\alpha} \cdot \alpha^2 = C_{X0} + (C_{X1}^{\alpha\alpha} + C_{y1кр}^{\alpha}) \cdot \alpha^2; \quad (12)$$

$$C_{Y\Sigma} = C_{y1\Sigma} - C_{X0} \cdot \alpha.$$

Перейдем к рассмотрению методики расчета аэродинамических харак-

теристик составного тела вращения с раскрывающимся четырехлопастным крылом, схема которого изображена на рис. 1. Взаимная интерференция элементов составного тела осуществляется при помощи приведенных выше зависимостей. При этом учитываются особенности компоновки рассматриваемого аппарата, к которым относятся наличие у крыла четырех лопастей и возможности их отклонения от нейтрального положения на разные углы. Эти углы могут принимать значительные величины, что предлагается учитывать путем введения в зависимости для расчета аэродинамических коэффициентов лопастей синусов местных углов атаки или скольжения.

Действующие на лопасти аэродинамические силы определяются в связанных системах координат каждой лопасти. Нормальные аэродинамические силы рассчитываются с учетом взаимной интерференции лопастей и тела вращения. Расчетные зависимости имеют следующий вид:

$$\begin{aligned}
 Y_{11} &= K_1 C_{Y_1}^\alpha \sin(\delta_1 + \alpha) q S_L; \\
 Y_{12} &= K_2 C_{Y_1}^\alpha \sin(\delta_2 + \beta) q S_L; \\
 Y_{13} &= K_3 C_{Y_1}^\alpha \sin(\delta_3 - \alpha) q S_L; \\
 Y_{14} &= K_4 C_{Y_1}^\alpha \sin(\delta_4 - \beta) q S_L; \\
 K_i &= \left(1 + \frac{r_T}{r_T + x_{L_i} \sin \delta_i} \right)^2, i = 1 \dots 4 \\
 q &= \frac{\rho V^2}{2}, S_L = x_L b.
 \end{aligned} \tag{13}$$

Здесь K_i ($i = 1 \dots 4$) – коэффициенты интерференции; $C_{Y_1}^\alpha$ – коэффициенты пропорциональности в выражениях для коэффициентов нормальных сил, которые принимаются одинаковыми для каждой лопасти; α и β – соответственно углы атаки и скольжения всего аппарата; q – скоростной напор; S_L – площадь поверхности каждой лопасти. Первая цифра 1 в обозначениях сил соответствует нормальным аэродинамическим силам, вторая цифра 1, 2, 3 или 4 соответствует номеру лопасти. Предполагается, что угол крена аппарата $\gamma_1 = 0$, и поэтому нормальные аэродинамические силы первой и третьей лопасти лежат в вертикальной плоскости, а второй и четвертой – в горизонтальной плоскости.

Продольные аэродинамические силы лопастей появляются в основном за счет сил трения, действующих на поверхности лопастей и ввиду их сравнительной малости в дальнейшем не учитываются. Суммы проекций нормальных аэродинамических сил лопастей на оси связанной системы координат всего летательного аппарата составляют суммарные нормальную, поперечную и продольную аэродинамические силы всего

крыла. Проекции аэродинамических сил лопастей на оси скоростной системы координат дают подъемную, боковую силы и силу лобового сопротивления крыла. Расчетные зависимости для этих сил имеют вид:

$$\begin{aligned} Y_{\text{лп}} &= C_{Y_1}^{\alpha} q S_{\text{Л}} [K_1 \sin^2(\delta_1 + \alpha) - K_3 \sin^2(\delta_3 - \alpha)]; \\ Z_{\text{лп}} &= C_{Y_1}^{\alpha} q S_{\text{Л}} [K_2 \sin^2(\delta_2 + \beta) - K_4 \sin^2(\delta_4 - \beta)]; \\ Q_{\text{лп}} &= \frac{1}{2} C_{Y_1}^{\alpha} q S_{\text{Л}} [K_1 \sin 2(\delta_1 + \alpha) - K_3 \sin 2(\delta_3 - \alpha) + \\ &\quad + K_2 \sin 2\alpha(\delta_2 + \beta) - K_4 \sin 2(\delta_4 - \beta)]. \end{aligned} \quad (14)$$

Аэродинамические коэффициенты всего аппарата отнесены к его площади миделя S_M и вычисляются при помощи формул:

$$\begin{aligned} C_{X_{\Sigma}} &= C_{X_{0T}} + C_{X_{1T}}^{\alpha} \cdot \alpha^2 + \frac{1}{2} C_{Y_1}^{\alpha} \frac{S_{\text{Л}}}{S_M} [K_1 \sin 2(\delta_1 + \alpha) + \\ &\quad + K_3 \sin 2(\delta_3 - \alpha) + K_2 \sin 2\alpha(\delta_2 + \beta) + K_4 \sin 2(\delta_4 - \beta)]; \\ C_{Y_{\Sigma}} &= C_{Y_{1T}} \cdot \alpha - C_{X_{0T}} \sin \alpha + \\ &\quad + C_{Y_1}^{\alpha} \frac{S_{\text{Л}}}{S_M} [K_1 \sin^2(\delta_1 + \alpha) - K_3 \sin^2(\delta_3 - \alpha)]; \\ C_{Z_{\Sigma}} &= C_{Z_{\text{лп}}} = C_{Y_1}^{\alpha} \frac{S_{\text{Л}}}{S_M} [K_2 \sin^2(\delta_2 + \beta) - K_4 \sin^2(\delta_4 - \beta)]. \end{aligned} \quad (15)$$

Для установления балансирующей зависимости определяются крутящие моменты, создаваемые вокруг центра масс аппарата аэродинамическими силами, действующими на его составные части. Если не учитывать силы трения, то моменты создаются нормальными аэродинамическими силами лопастей, приложенными в их центрах тяжести, и нормальной и поперечной аэродинамическими силами тела вращения, приложенными в его центре давления. Ниже описывается схема сил и моментов, справедливая для плоского продольного движения. В полученных при этом зависимостях принимается, что угол атаки α равен углу между вектором скорости \vec{V} и продольной осью X_1 аппарата. Как следует из рисунка, суммарный момент вокруг центра масс определяется по формуле

$$\begin{aligned} M_{\Sigma} &= -C_{Y_1}^{\alpha} q S_{\text{Л}} \sin(\delta_1 + \alpha) \left[\frac{x_{\text{Л}}}{2} + d \cos(\xi - \delta_1) \right] + \\ &\quad + C_{Y_1}^{\alpha} q S_{\text{Л}} \sin(\delta_3 - \alpha) \left[\frac{x_{\text{Л}}}{2} + d \cos(\xi - \delta_3) \right] - C_{Y_{1T}}^{\alpha} \alpha q S_T [x_{\text{ЦМ}} - x_{\text{ЦДТ}}]; \quad (16) \\ d &= \sqrt{r_T^2 + (x_{\text{Л}} - x_{\text{ЦМ}})^2}; \quad \xi = \arctg \frac{r_T}{x_{\text{Л}} - x_{\text{ЦМ}}}. \end{aligned}$$

Здесь $C_{y_{1Л}}^\alpha$ и $C_{y_{1Г}}^\alpha$ - коэффициенты для лопастей и тела вращения;

$S_Л$ и $S_М$ - площадь поверхности лопасти и площадь миделя тела вращения; $x_Л$ - длина лопасти; d - расстояние между центром масс аппарата и шарнирами крепления лопастей к аппарату (длина отрезка AS); ξ - угол между отрезком AS и продольной осью аппарата; $x_{цм}$ и $x_{цдт}$ - расстояния соответственно между носком аппарата и его центром масс, между носком аппарата и центром давления тела вращения.

Для определения балансирующего угла следует суммарный момент положить равным нулю. Полагая далее ожидаемый угол атаки малым, получаем следующее выражение для балансирующей зависимости:

$$\alpha = \frac{\frac{x_Л}{2} (\sin \delta_1 + \sin \delta_3) + d [\sin \delta_1 \cos(\xi - \delta_1) + \sin \delta_3 \cos(\xi - \delta_3)]}{\frac{x_Л}{2} (\cos \delta_1 + \cos \delta_3) + d [\cos \delta_1 \cos(\xi - \delta_1) + \cos \delta_3 \cos(\xi - \delta_3)] + \frac{C_{y_{1Г}}^\alpha S_Г}{C_{y_{1Л}}^\alpha S_Л} [x_{цм} - x_{цдт}]} \quad (17)$$

Из полученного выражения следует, что требуемому углу атаки отвечает бесчисленное множество пар углов раскрытия лопастей. Отсюда следует, что рассматриваемая схема аппарата позволяет ставить задачу управления движением с помощью двух сил: силы лобового сопротивления и подъемной силы. Управление величиной силы лобового сопротивления позволяет целенаправленно изменять величину скорости полета, а управление величиной подъемной силы позволяет решать задачу коррекции движения путем изменения направления вектора скорости в продольном и в боковом направлениях.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Меньшиков В.И. Аэродинамика. - Х.: ХВКИУ, 1969. - 240 с.*
2. *Нилсен Дж. Аэродинамика управляемых снарядов. - М.: Оборонгиз, 1962. - 474 с.*
3. *Краснов Н.Ф. Аэродинамика. - М.: Высш. шк., 1971. - 632 с.*

Поступила 20.03.2002

АГАФОНОВ Юрий Николаевич, к.т.н., доцент, начальник управления научного центра при ХВУ. В 1971 году окончил ХВВКИУ. Область научных интересов - теория построения и конструкции ЛА.

ТУРЧЕНКО Владимир Яковлевич, к.т.н., доцент, ведущий научный сотрудник научного центра при ХВУ. В 1961 году окончил ХВВАИУ. Область научных интересов - теория построения и конструкции ЛА.

ТКАЧЕНКО Юрий Анатольевич, научный сотрудник научного центра при ХВУ. В 1983 году окончил ХВВКИУ. Область научных интересов - теория построения и конструкции ЛА.

ГЕЛЕВЕЙ Максим Александрович, инженер ХВУ. Область научных интересов - теория построения и конструкции ЛА.