

УДК 533.6

Ковтонюк И.Б., Зинченко А.Г., Анипко О.Б.

НЕКОТОРЫЕ ПРИБЛИЖЕННЫЕ СООТНОШЕНИЯ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫХ ВАРИАНТНЫХ ПРОРАБОТОК АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ МАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА

Развитие боевой авиации в настоящее время предполагает разработку и модернизацию самолетов-истребителей. В последние десятилетия проектирование истребителей ведется с учетом концепции их систем управления, которые в значительной мере могут определять основные параметры аэродинамической компоновки самолета [1]. В процессе синтеза аэродинамической компоновки органов поперечного управления истребителя необходимо определять аэродинамические характеристики (АДХ) самолета с различными вариантами органов управления креном, а также потребное управление летательным аппаратом (ЛА) на заданном режиме полета, что предполагает расчет его АДХ на каждом расчетном шаге по времени [2]. Таким образом, методика определения АДХ, используемая при синтезе аэродинамической компоновки органов поперечного управления ЛА, должна обеспечивать возможность проведения предварительных вариантов проработок с целью определения направления более глубокого детального проектирования. К числу таких относится методика определения АДХ, изложенная в [3], которая основывается на аналитических зависимостях, результатах обработки систематических параметрических испытаний моделей в аэродинамических трубах и данных, полученных в предположении линейной зависимости АДХ от кинематических параметров полета.

Цель данной работы состоит в усовершенствовании методики определения аэродинамических характеристик маневренного самолета [3] для проведения многовариантных проработок аэродинамической компоновки на ранних стадиях проектирования истребителя.

Определение аэродинамических характеристик летательного аппарата с учетом вращения. АДХ ЛА существенно зависят от угловой скорости вращения [4]. Кроме этого, в некоторых случаях полета ЛА с вращением относительно продольной оси с небольшими значениями скорости крена ω_x , при определенном сочетании числа Маха M_∞ , угла атаки α , угла скольжения β и ω_x возникает вращательный резонанс. Это явление приводит к:

- нарушению устойчивого полета;
- беспорядочному движению;
- разрушению конструкции и падению ЛА.

В связи с отмеченными обстоятельствами расчет АДХ вращающегося ЛА имеет важное практическое значение.

Вращение существенно меньше влияет на АДХ осесимметричных ЛА, чем на ЛА не имеющих оси симметрии. Если при вращении изменяются углы атаки и скольжения, то определение АДХ становится сложной задачей. Поэтому при численном определении АДХ вращающегося ЛА используется линейное приближение, при котором применяется принцип суперпозиции. Это дает возможность рассчитать АДХ отдельного элемента компоновки ЛА с учетом влияния вращения относительно продоль-

ной оси со скоростью крена ω_x , а затем определить АДХ ЛА в целом суммированием характеристик отдельных элементов компоновки.

Определение аэродинамических характеристик осесимметричных тел с учетом вращения. Угловая скорость вращения ω_x существенно влияет на коэффициенты продольной силы C_x , нормальной силы C_y и момента тангажа m_z . При значениях безразмерной угловой скорости $\bar{\omega}_x > 0,5$ ($\bar{\omega}_x = \omega_x d / 2V_\infty$, V_∞ – скорость невозмущенного потока, d – диаметр миделя) выявлена линейная зависимость аэродинамических коэффициентов от $\bar{\omega}_x$:

$$C_x = C_{x\bar{\omega}_x=0} [1 + 0,945(\bar{\omega}_x - 0,5)]; \quad (1)$$

$$C_y = C_{y\bar{\omega}_x=0} [1 + 1,377(\bar{\omega}_x - 0,5)]; \quad (2)$$

$$m_z = m_{z\bar{\omega}_x=0} [1 + 5,515(\bar{\omega}_x - 0,5)]. \quad (3)$$

Определение силы и момента Магнуса. Сила Магнуса действует на тело вдоль оси OZ связанной системы координат перпендикулярно плоскости угла атаки α . Равнодействующая силы Магнуса в общем случае приложена не в центре масс, что ведет к возникновению момента от силы Магнуса. В общем случае коэффициенты силы и момента Магнуса являются составляющими боковой силы и момента рысканья. В линейной постановке аэродинамические коэффициенты силы и момента Магнуса определяются по следующим зависимостям:

$$C_z = C_z^{\alpha\bar{\omega}_x} \alpha \bar{\omega}_x, C_z^{\alpha\bar{\omega}_x} = -\lambda_k (a - b\eta), \quad (4)$$

$$m_y = m_y^{\alpha\bar{\omega}_x} \alpha \bar{\omega}_x, m_y^{\alpha\bar{\omega}_x} = -\lambda_k [(c - d\eta - (3 - \bar{x}_{цм})(a - b\eta))], \quad (5)$$

где α – угол атаки; $\eta^2 = 4W_{\text{корм}} / \pi\lambda_{\text{корм}}$; λ_k – удлинение корпуса; $\lambda_{\text{корм}}$ – удлинение кормовой части; $W_{\text{корм}}$ – объем кормовой части; $\bar{x}_{цм} = x_{цм} / l_k$ – относительная координата центра масс корпуса; a, b, c, d – коэффициенты зависящие от значения числа M_∞ .

Особенности обтекания несущих поверхностей при наличии крена. При повороте ЛА на некоторый угол крена γ движение сопровождается скольжением, возникает сложное движение ЛА (продольной оси корпуса) относительно вектора скорости.

Картина обтекания и АДХ ЛА будут зависеть от угла атаки α_c , образуемого продольной осью и вектором скорости \vec{V}_∞ . Рассматриваемое течение эквивалентно обтеканию с углами атаки α и скольжения β . При малых углах α_c можно считать $\alpha \approx \alpha_c \cos \gamma$ и $\beta \approx \alpha_c \sin \gamma$.

Определение АДХ несущих поверхностей при вращении ЛА. При вращении ЛА со скоростью крена ω_x относительно продольной оси каждое сечение несущей поверхности обтекается дополнительной скоростью

$$\Delta V_y = -\omega_x z, \quad (6)$$

где z – координата рассматриваемого сечения несущей поверхности.

Это обтекание приводит к увеличению углов атаки на одной консоли несущей поверхности и уменьшению их на противоположной на такую же величину. При этом на обеих консолях появляются нормальные силы ΔY , равные по величине, но противоположные по знаку. Коэффициенты этих сил равны

$$\Delta C_y = \pm 2C_y^\alpha \cdot k \cdot K_{\text{инт}} \bar{\omega}_x \bar{z}_{\text{ц.т}}, \quad (7)$$

где C_y^α – производная коэффициента нормальной силы по углу атаки без учета вращения; $\bar{\omega}_x = \frac{\omega_x l}{2V_\infty}$ – безразмерная скорость крена; l – размах несущей поверхности; $\bar{z}_{\text{ц.т}} = \frac{z_{\text{ц.т}}}{l}$ – относительная координата центра тяжести площади консоли; k – коэффициент торможения потока; $K_{\text{инт}}$ – коэффициент интерференции.

При вращении ЛА возникает демпфирующий момент крена, коэффициент которого определяется соотношением:

$$m_x^{\omega_x} = -C_y^\alpha k K_{\text{инт}} \bar{z}_{\text{ц.т}}. \quad (8)$$

Аналогично будет определяться коэффициент демпфирующего момента крена от вертикальной несущей поверхности. В случае многоконсольной несущей поверхности коэффициент демпфирующего момента определяется из выражения

$$m_x^{\omega_x} = -C_y^\alpha \cdot k \cdot K_{\text{инт}} \bar{z}_{\text{ц.т}} \cdot \eta_{\text{п}} \cdot \eta_r \cdot \kappa, \quad (9)$$

где $\eta_{\text{п}}$ – поправочный коэффициент, учитывающий влияние на демпфирование числа консолей несущей поверхности $\eta_{\text{п}} = \left(m_x^{\omega_x}\right)_n / \left(m_x^{\omega_x}\right)_{n=2}$; η_r – поправочный коэффициент, учитывающий влияние диаметра корпуса $\eta_r = m_x^{\omega_x} / \left(m_x^{\omega_x}\right)_{r=0}$; κ – коэффициент, учитывающий интерференцию между консолями несущих поверхностей.

Для определения АДХ, определяющих устойчивость и управляемость ЛА, необходимо знать производную коэффициента нормальной силы по скорости тангажа $C_y^{\omega_z}$.

Определение производной коэффициента нормальной силы по угловой скорости тангажа. Производная коэффициента нормальной силы по угловой скорости тангажа $C_y^{\omega_z}$ определяется по следующей зависимости [5]:

$$C_y^{\omega_z} = C_{y_{\text{к}}}^{\omega_z} \frac{S_{\text{м}}}{S_{\text{кр}}} + C_{y_{\text{р}}}^{\omega_z} + C_{y_{\text{оп}}}^{\omega_z}, \quad (10)$$

где $C_{y_{\text{к}}}^{\omega_z}$, $C_{y_{\text{р}}}^{\omega_z}$, $C_{y_{\text{оп}}}^{\omega_z}$ – производные коэффициента нормальной силы по скорости тангажа корпуса, руля, оперения соответственно; $S_{\text{кр}}$ – площадь крыла.

Определение производной $C_y^{\dot{\alpha}}$. Производная $C_y^{\dot{\alpha}}$ определяется из следующего выражения:

$$C_y^{\dot{\alpha}} = 2(K_{\text{оп}} + K_{K_{\text{оп}}}) C_{y_{\text{оп}}}^{\alpha} \bar{x}_{\text{ц}} \varepsilon_{\text{оп}}^{\alpha} \sqrt{k} \frac{S_{\text{оп}}}{S_p}, \quad (11)$$

где $K_{\text{оп}}$ – коэффициент интерференции, учитывающий влияние корпуса на оперение; $K_{K_{\text{оп}}}$ – коэффициент интерференции, учитывающий влияние оперения на корпус; $C_{y_{\text{оп}}}^{\alpha}$ – производная коэффициента нормальной силы оперения по углу атаки α ; $\bar{x}_{\text{ц}}$ – относительное расстояние между центрами тяжести крыла и оперения; $\varepsilon_{\text{оп}}^{\alpha}$ – производная по углу атаки угла скоса потока; k – коэффициент торможения потока перед оперением; $S_{\text{оп}}$ – площадь оперения; S_p – площадь руля.

Определение продольного момента ЛА при отклонении рулей. При условии, что угол отклонения рулевых поверхностей $\varphi_p \neq 0$, продольный момент определяется:

$$m_z(\varphi) = -C_y^{\alpha} (\bar{x}_{F_p} - \bar{x}_T) k_1 \frac{S'}{S} (\varphi_p + \alpha), \quad (12)$$

где $m_z(\varphi)$ – коэффициент продольного момента при отклонении рулей; C_y^{α} – производная коэффициента нормальной силы по углу атаки; \bar{x}_{F_p} – относительная координата фокуса рулевых поверхностей; \bar{x}_T – относительная координата центра тяжести; k_1 – коэффициент торможения потока у рулей; S' – площадь рулевых поверхностей, обтекаемых воздушным потоком; S – характерная площадь.

Определение коэффициента шарнирного момента. Коэффициент шарнирного момента ЛА с цельноповоротными рулями, имеющими нулевой угол установки, рассчитывается по следующему выражению:

$$m_{\text{ш}} = m_{\text{ш}}^{\alpha} \alpha_i + m_{\text{ш}}^{\Delta\varphi} \Delta\varphi, \quad (13)$$

где $m_{\text{ш}}^{\alpha}$ – производная коэффициента шарнирного момента по углу атаки; $m_{\text{ш}}^{\Delta\varphi}$ – производная коэффициента шарнирного момента по углу отклонения руля; $\Delta\varphi$ – угол отклонения руля.

Определение продольной силы корпуса. Продольная сила корпуса является суммой сил трения и давления.

Коэффициент продольной силы, зависящей от трения, определяется из соотношения:

$$C_{X_{\text{тр}}} = C_f K_c K_m \frac{S_{\text{бок}}}{S}, \quad (14)$$

где C_f – коэффициент трения пластины; K_c – коэффициент, учитывающий толщину элемента; K_m – коэффициент, учитывающий сжимаемость; $S_{бок}$ – площадь боковой поверхности корпуса; S – характерная площадь.

Коэффициент продольной силы корпуса, определяемой давлением, представляет собой сумму коэффициентов продольных сил элементарных тел вращения.

Для острого конуса:

$$C_{X_{кон}} = 0,002 \left(0,8 + \frac{1}{M_\infty^2} \right) (W_1)^{1,7} \frac{D_1}{D_m}, \quad (15)$$

где W_1 – угол полураствора конуса; D_1 – диаметр основания конуса.

Для обратного усеченного конуса (кормы):

$$C_{X_{корм}} = 0,002 \left(0,8 + \frac{1}{M_\infty^2} \right) (W_k)^{1,7}, \quad (16)$$

где W_k – угол полураствора кормовой части.

Для коэффициента донного сопротивления справедлива следующая зависимость:

$$C_{X_{дон}} = \frac{0,029}{\sqrt{C_{X_{тр}}}} \left(\frac{D_{дон}}{D_m} \right)^3, \quad (17)$$

где $D_{дон}$ – диаметр донного среза; D_m – диаметр миделевого сечения.

Определение нормальной силы корпуса. Нормальная сила корпуса определяется как сумма нормальных сил простых тел вращения.

Нормальная сила корпуса при докритических числах M_∞ . Нормальная сила, создаваемая острым конусом, определяется из выражения:

$$C_{Y_{кон}} = 2\alpha \cos^2 W_1 \frac{S_1}{S_m}, \quad (18)$$

где S_1 – площадь основания конуса; S_m – площадь миделевого сечения.

Нормальная сила, создаваемая затупленным конусом:

$$C_{Y_{кон}} = 2\alpha \cos^2 W \left(1 - \frac{\bar{r}_{зат}^2}{2} \cos^2 W \right), \quad (19)$$

где $\bar{r}_{зат}$ – относительный радиус затупления конуса.

Для обратного усеченного конуса:

$$C_{Y_{\text{кон}}} = -2\alpha\xi \left(1 - \frac{D_{\text{дон}}^2}{D_{\text{м}}^2} \right), \quad (20)$$

где $\xi = 0,15 \dots 0,20$ – эмпирический коэффициент.

Нормальная сила, создаваемая цилиндрической частью корпуса, определяется из следующего соотношения [6]:

$$C_{Y_{\text{цил}}} = \frac{4}{\pi} C_{X_{\text{цил.ср}}} \lambda_{\text{цил}} \sin^2 \alpha, \quad (21)$$

где $C_{X_{\text{цил.ср}}}$ – коэффициент сопротивления цилиндра, зависящий от режима течения в пограничном слое (в случае ламинарного пограничного слоя $C_{X_{\text{цил.ср}}} \cong 1,2$, а при турбулентном пограничном слое $C_{X_{\text{цил.ср}}} \cong 0,3 \dots 0,4$); $\lambda_{\text{цил}}$ – удлинение цилиндра.

Нормальная сила корпуса при числах $M_{\infty} \geq 1,5$. Для острого конуса нормальная сила составляет:

$$C_{Y_{\text{кон}}} = \frac{8}{4 + \left(\frac{\sqrt{M_{\infty}^2 - 1}}{\lambda_{\text{кон}}} \right)^2} \frac{D_1^2}{D_{\text{м}}^2} \alpha, \quad (22)$$

где $\lambda_{\text{кон}}$ – удлинение конуса.

Для цилиндрической части корпуса:

$$C_{Y_{\text{цил}}} = 2 \left(1 - \frac{2}{1 + \left(1 + \frac{2\lambda_{\text{цил}}}{\sqrt{M_{\infty}^2 - 1}} \right)^2} \right) \alpha. \quad (23)$$

Для кормовой части корпуса:

$$C_{Y_{\text{корм}}} = -2\alpha\xi \left(1 - \frac{D_{\text{дон}}^2}{D_{\text{м}}^2} \right). \quad (24)$$

Положение центра давления корпуса. Коэффициент центра давления корпуса при $\alpha = 0$ определяется геометрическими параметрами элементарных тел вращения:

$$\bar{C}_{\text{дав.кор}} = \frac{\bar{C}_{\text{дав.кон}} S_{\text{кон.п}} + \bar{C}_{\text{дав.цил}} S_{\text{цил.п}} + \bar{C}_{\text{дав.корм}} S_{\text{корм.п}}}{S_{\text{кон.п}} + S_{\text{цил.п}} + S_{\text{корм.п}}}, \quad (25)$$

где $\bar{C}_{\text{дав.кон}}$ – коэффициент центра давления конуса; $\bar{C}_{\text{дав.цил}}$ – коэффициент центра давления цилиндра; $\bar{C}_{\text{дав.корм}}$ – коэффициент центра давления кормовой части; $S_{\text{кон.р}}$ – площадь экваториального сечения конуса; $S_{\text{цил.р}}$ – площадь экваториального сечения цилиндра; $S_{\text{корм.р}}$ – площадь экваториального сечения кормовой части.

Коэффициент центра давления корпуса при $\alpha \neq 0$ определяется следующим образом:

$$\bar{C}_{\text{дав.кор}} = \frac{\bar{C}_{\text{дав.кон}} C_{Y\text{кон}}^{\alpha} + \bar{C}_{\text{дав.цил}} C_{Y\text{цил}}^{\alpha} + \bar{C}_{\text{дав.корм}} C_{Y\text{корм}}^{\alpha}}{C_{Y\text{кон}}^{\alpha} + C_{Y\text{цил}}^{\alpha} + C_{Y\text{корм}}^{\alpha}}, \quad (26)$$

где $C_{Y\text{кон}}^{\alpha}$ – производная нормальной силы конуса по углу атаки; $C_{Y\text{цил}}^{\alpha}$ – производная нормальной силы цилиндра по углу атаки; $C_{Y\text{корм}}^{\alpha}$ – производная нормальной силы кормовой части по углу атаки.

Определение коэффициента продольного момента корпуса. Коэффициент продольного момента корпуса равен:

$$m_{Z\text{кор}} = C_{Y\text{кон}} (\bar{C}_{\text{дав.кон}} - \bar{X}_T) + C_{Y\text{цил}} (\bar{C}_{\text{дав.цил}} - \bar{X}_T) + C_{Y\text{корм}} (\bar{C}_{\text{дав.корм}} - \bar{X}_T), \quad (27)$$

где $\bar{C}_{\text{дав.кон}} = \frac{2}{3} (1 + \text{tg}^2 W) \frac{L_k}{L_F}$; L_F – длина корпуса; L_k – длина конуса; $C_{Y\text{кон}}$ – коэффициент

нормальной силы конуса; $\bar{C}_{\text{дав.цил}} = 0,5 \left(1 + \frac{L_k}{L_F} \right)$; $C_{Y\text{цил}}$ – коэффициент нормальной

силы цилиндра; $\bar{C}_{\text{дав.корм}} = 1 - 0,5 \frac{L_k}{L_F}$; $C_{Y\text{корм}}$ – коэффициент нормальной силы кормовой части.

Проверка достоверности результатов вычислительного эксперимента. Проверка достоверности теоретических значений АДХ, полученных с использованием усовершенствованной методики определения АДХ, проводилась путем сравнения результатов расчета с данными, полученными при проведении экспериментальных исследований в аэродинамических трубах.

Сравнение проводилось для тел вращения, представляющих собой цилиндр, имеющий носовую коническую часть. Были рассмотрены зависимости производной коэффициента нормальной силы по углу атаки C_y^{α} , коэффициента центра давления $\bar{C}_{\text{дав.кор}}$, коэффициента лобового сопротивления C_{x_0} от числа Маха M , для тела, имеющего удлинение цилиндрической части $\lambda_{\text{цил}} = 10$ и удлинение конической носовой части $\lambda_{\text{кон}} = 5$. Соответствующие графики представлены на рис. 1–3. Также сравнение проводилось для зависимостей коэффициента нормальной силы C_y от угла атаки α и момента тангажа m_z от C_y для корпуса $\lambda_{\text{цил}} = 7$ и $\lambda_{\text{кон}} = 2,57$ (рис. 4, 5).

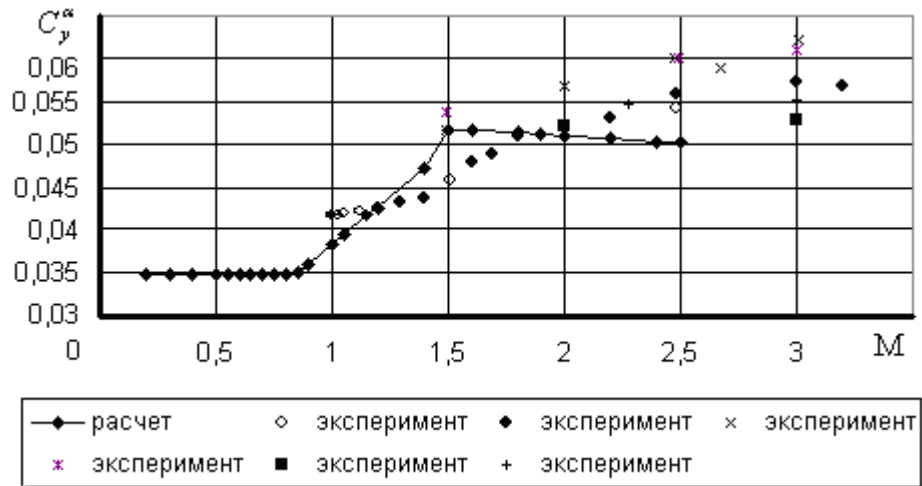


Рисунок 1 – Зависимость производной коэффициента нормальной силы по углу атаки C_y^α от числа M

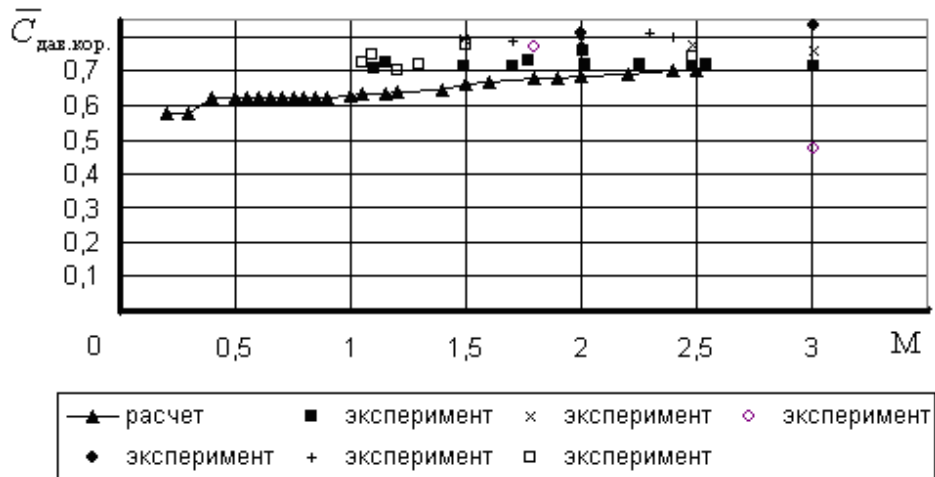


Рисунок 2 – Зависимость коэффициента центра давления $\bar{C}_{\text{дав.кор}}$ от числа M

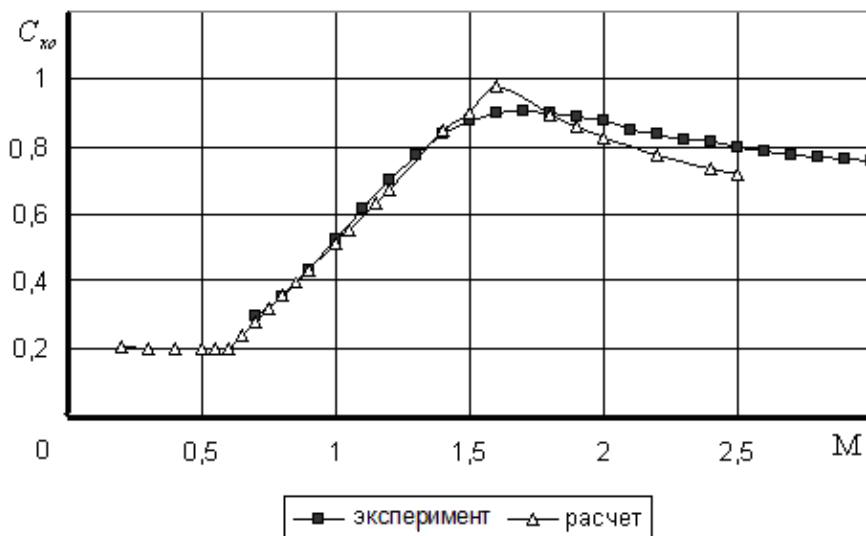


Рисунок 3 – Зависимость коэффициента лобового сопротивления C_{x_0} от числа M

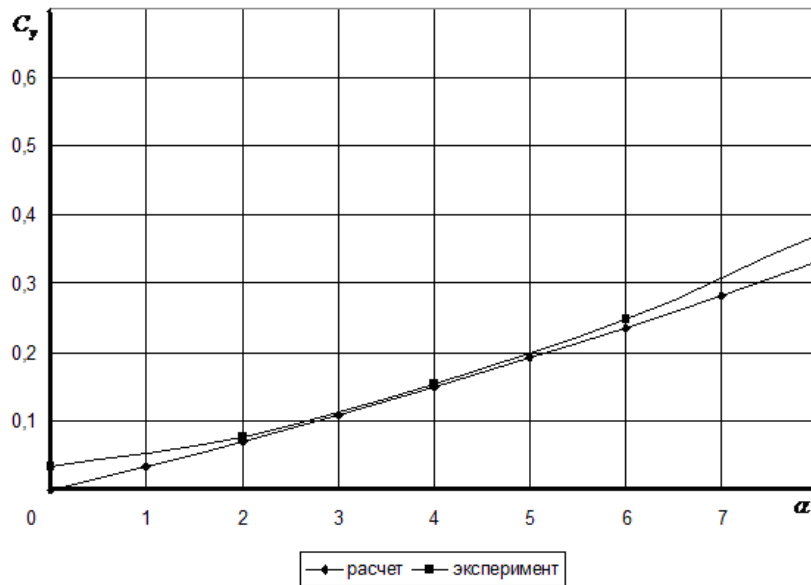


Рисунок 4 – Зависимость коэффициента нормальной силы C_y от угла атаки α

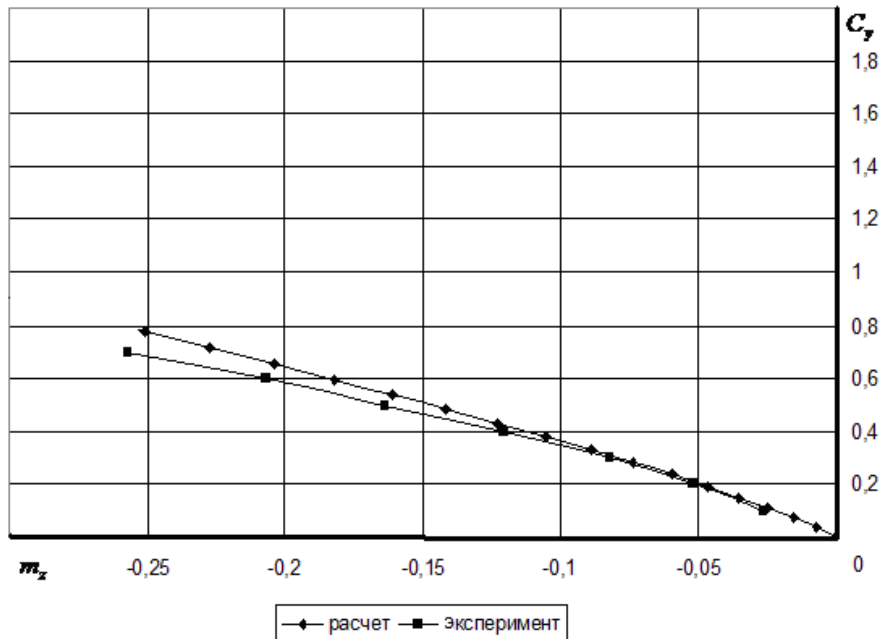


Рисунок 5 – Зависимость момента тангажа m_z от коэффициента нормальной силы C_y

Сравнительный анализ данных, приведенных на рис. 1–5, позволяет сделать вывод о том, что расхождение экспериментальных и теоретических результатов для представленных характеристик не превышает 10 %, что свидетельствует о достаточной достоверности результатов, получаемых при проведении расчетов по усовершенствованной методике.

Аппроксимация данных экспериментальных исследований в аэродинамических трубах. Проведена аппроксимация данных трубного эксперимента, представленных на рис. 1–4. В результате аппроксимации получены приближенные соотношения для определения АДХ как функций кинематических параметров. Для зависимости C_y^α от числа М:

$$C_y^\alpha = -0,0032M^2 + 0,0211M + 0,0222. \quad (28)$$

Для зависимости $\bar{C}_{\text{дав.кор}}$ от числа М:

$$\bar{C}_{\text{дав.кор}} = -0,0156M^3 + 0,07M^2 - 0,0894M + 0,7449. \quad (29)$$

Для C_{x_0} как функции числа М:

$$C_{x_0} = -0,1792M^3 - 1,292M^2 + 2,9321M + 1,2491. \quad (30)$$

Для C_y как функции α :

$$C_y = 0,0026\alpha^2 + 0,0207\alpha + 0,0311. \quad (31)$$

Во всех случаях величина достоверности аппроксимации (СКО) была не меньше $R^2 = 0,97$.

Таким образом, получила дальнейшее усовершенствование методика расчета аэродинамических характеристик маневренного самолета в широком диапазоне изменения углов атаки и чисел Маха, позволяющая получать широкий спектр аэродинамических характеристик, включающих в себя коэффициенты аэродинамических сил и моментов, аэродинамические производные, производные по ускорениям. Совокупность определяемых параметров позволяет получить практически исчерпывающую информацию об аэродинамических характеристиках ЛА.

Вычислительный эксперимент, проводимый на основе разработанной методики расчета, позволяет практически мгновенно получать достоверные результаты и дает возможность использовать разработанную методику при проведении многовариантных параметрических исследований аэродинамической компоновки истребителя на ранних стадиях его проектирования.

Литература

1. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под ред. Г.С. Бюшгенса. – М. : Наука, Физматлит. – 1998. – 816 с.
2. Ковтонюк И.Б., Анипко О.Б. Потребное управление при синтезе средств обеспечения устойчивости и управляемости летательного аппарата // Интегровані технології та енергозбереження. Щоквартальний науково-практичний журнал. – Харків : Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут» – 2009. – №2. – с. 153–158.

3. Зинченко А.Г., Лебедь В.Г., Соловей О.Н., Шевченко В.А. Программа расчета аэродинамических характеристик самолетов // Сборник алгоритмов и программ ХВВАИУ. – Харьков : ХВВАИУ. – 1990. – №5. – с. 92–198.

4. Любимов А.Н., Тюмнев Н.М., Хут Г.И. Методы исследования течений газа и определения аэродинамических характеристик осесимметричных тел. – М. : Наука. – 1995. – 397 с.

5. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н. Управление и стабилизация в аэродинамике / Под ред. Н.Ф. Краснова. – М. : Высшая школа. – 1978. – 480 с.

6. Аржаников Н.С., Садекова Г.С. Аэродинамика летательных аппаратов. – М. : Высшая школа. – 1983. – 359 с.

УДК 533.6

Ковтонюк І.Б., Зінченко А.Г., Аніпко О.Б.

**ДЕЯКІ НАБЛИЖЕНІ СПІВВІДНОШЕННЯ ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ
АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРИ ПРОВЕДЕННІ ПОПЕРЕДНІХ
ВАРІАНТНИХ ОПРАЦЮВАНЬ АЕРОДИНАМІЧНОГО КОМПОНУВАННЯ
МАНЕВРЕНОГО ЛІТАКА**

Вдосконалена методика визначення аеродинамічних характеристик маневреного літака. Проведена перевірка достовірності результатів обчислювального експерименту й апроксимація даних експериментальних досліджень в аеродинамічних трубах.

Kovtonyuk I.B., Zinchenko A.G., Anipko O.B.

**SOME CLOSE CORRELATIONS FOR DETERMINATION OF AERODYNAMIC
DESCRIPTIONS DURING REALIZATION OF PRELIMINARY VARIANT
WORKING OF AERODYNAMIC ARRANGEMENT OF MANOEUVRE AIRPLANE**

The methodics of determination of aerodynamic descriptions of manoeuvre airplane are improved. Calculable experiment authenticity verification results and approximation of these experimental researches are conducted in wind-channels.