

УДК 629.735.33.015.017.3

В.П. ПУСТОВОЙТОВ

Авиационный научно-технический комплекс им. О.К. Антонова, Украина

**ПРИБЛИЖЕННЫЙ МЕТОД РАСЧЕТА ВЛИЯНИЯ ТУРБОВИНТОВЫХ
ДВИГАТЕЛЕЙ НА МОМЕНТ ТАНГАЖА И ПОДЪЕМНУЮ СИЛУ
САМОЛЕТА-ВЫСОКОПЛАНА ПРИ БОЛЬШИХ ЗНАЧЕНИЯХ
КОЭФФИЦИЕНТА НАГРУЗКИ НА ОМЕТАЕМУЮ
ВОЗДУШНЫМ ВИНТОМ ПЛОЩАДЬ**

Излагается развитие метода, разработанного для приближенного расчета влияния турбовинтовых двигателей на коэффициент результирующего момента тангажа и коэффициент результирующей подъемной силы двухмоторных региональных самолетов обычного взлета и посадки в области малых значений коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь и умеренных значений угла отклонения однозвенных закрылков, выполненное путем замены приближенного линейного метода расчета приращения подъемной силы от обдувки механизированного крыла струями воздушных винтов приближенным нелинейным методом, основанным на аналогии обдуваемого струями воздушных винтов закрылка с реактивным закрылком и использовании результатов теории реактивного закрылка, что дало возможность выполнить расчет в области больших значений коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков, характерных для турбовинтовых самолетов короткого взлета и посадки.

турбовинтовой двигатель, нагрузка на ометаемую воздушным винтом площадь, поворот струи воздушного винта закрылком, реактивный закрылок, приращение подъемной силы и момента тангажа от влияния струй воздушных винтов

В работе [1] изложен метод расчета влияния турбовинтовых двигателей на зависимости от угла атаки и угла отклонения закрылков коэффициента результирующего момента тангажа m_{Rz} и коэффициента результирующей подъемной силы C_{Ry} турбовинтового двухмоторного самолета-высокоплана при малых значениях коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь B .

Малые значения коэффициента B ($B < 2$) характерны для воздушных участков полета турбовинтовых региональных самолетов обычного взлета и посадки, использующих простые однозвенные щелевые закрылки. Турбовинтовые транспортные самолеты короткого взлета и посадки используют двух или трехзвенные щелевые закрылки, и значения коэффициента B на воздушных участках полета у таких самолетов достигает 5...6 единиц. В статье из-

лагаются результаты работы по развитию метода [1] с целью его применения в области больших значений коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь.

Современные турбовинтовые транспортные самолеты короткого взлета и посадки являются четырехмоторными самолетами (Ан-70, А-400М), что позволяет реализовать большие значения коэффициента результирующей подъемной силы на воздушных участках полета вследствие большой относительной площади крыла, обдуваемой струями воздушных винтов. В транспортной авиации применялись и продолжают применяться четырехмоторные турбовинтовые самолеты обычного взлета и посадки, использующие однозвенные щелевые выдвигные закрылки (Ан-12, Ан-22, С-130). У таких самолетов на воздушных участках полета значения коэффициента B не превышают 2-х единиц.

Рассмотрим, требует ли усовершенствования метод [1], если его применять для расчета зависимостей $m_{R_z}, C_{R_y} = f(\alpha, B, \delta_3)$ четырехмоторных турбовинтовых самолетов обычного взлета и посадки.

На рис. 1 показаны результаты расчета по методу [1] зависимостей $m_{R_z}, C_{R_y} = f(\alpha, B, \delta_3)$ четырехмоторного турбовинтового самолета обычного взлета и посадки, схема которого показана на рис. 2. На рис. 1 показаны также и результаты испытаний модели этого самолета с присоединенными имитаторами турбовинтовых двигателей в большой аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ.

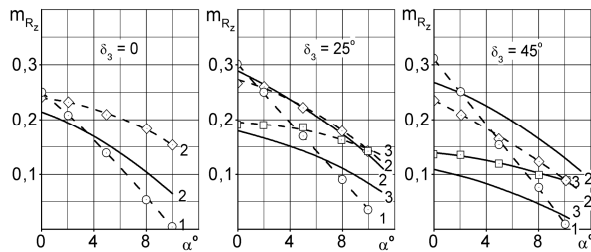


Рис. 1. Зависимости коэффициента результирующего момента тангажа четырехмоторного турбовинтового самолета обычного взлета и посадки от угла атаки при различных значениях коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь и различных значениях угла отклонения закрылков:
 — расчет; - - - эксперимент;
 1 (○) – $B = 0$; 2 (◇) – $B = 1$; 3 (□) – $B = 2$

Видно, что метод [1] может быть применен без существенных доработок для приближенного расчета влияния работающих турбовинтовых двигателей на коэффициент результирующего момента тангажа четырехмоторного самолета обычного взлета и посадки.

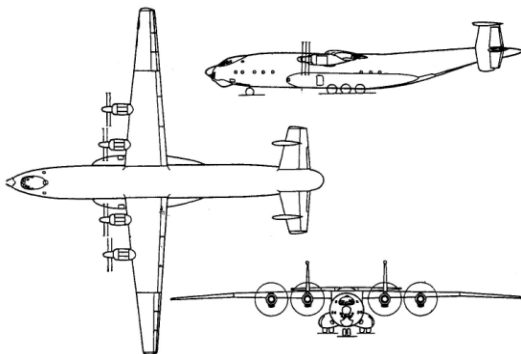


Рис. 2. Схема четырехмоторного турбовинтового самолета обычного взлета и посадки

На рис. 3 показаны результаты расчета по методу [1] зависимостей $C_{R_y} = f(\alpha, B, \delta_3)$ самолета № 1 и результаты испытаний модели этого самолета.

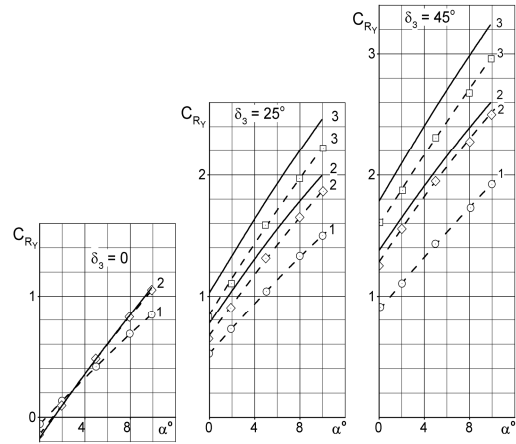


Рис. 3. Зависимости коэффициента результирующей подъемной силы четырехмоторного турбовинтового самолета обычного взлета и посадки от угла атаки при различных значениях коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь и различных значениях угла отклонения закрылков
 — расчет; - - - эксперимент;
 1 (○) – $B = 0$; 2 (◇) – $B = 1$; 3 (□) – $B = 2$

Видно, что метод [1] может быть использован без доработок и для приближенного расчета зависимостей $C_{R_y} = f(\alpha, B, \delta_3)$ четырехмоторных турбовинтовых самолетов обычного взлета и посадки в области рассмотренных значений коэффициента B .

Вместе с тем из рис. 3 следует, что расчет по методу [1] дает несколько завышенные значения приращения коэффициента результирующей подъемной силы крыла от влияния работающих турбовинтовых двигателей, и что это превышение растет с ростом коэффициента B и угла отклонения закрылков δ_3 . Отмеченное наглядно иллюстрируется графиками, показанными на рис. 4, которые получены перестроением графиков рис. 3 для посадочной конфигурации самолета.

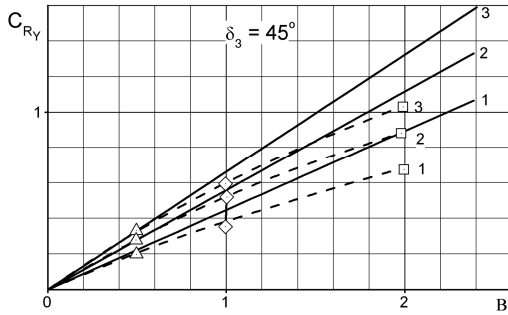


Рис. 4. Зависимости приращения коэффициента результирующей подъемной силы четырехмоторного турбовинтового самолета обычного взлета и посадки от коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь: — расчет; - - - эксперимент; 1 - $\alpha = 0$; 2 - $\alpha = 5^\circ$; 3 - $\alpha = 10^\circ$

Очевидно, метод [1] будет давать неприемлемо большую погрешность, если его применять в области больших значений коэффициента B (до $B \approx 5 \dots 6$). Так как метод [1] дает хорошее совпадение с экспериментом при расчете углов наклона зависимостей $C_{Ry} = f(\alpha)$ для всех углов отклонения закрылков, а также при расчете зависимостей $C_{Ry} = f(\alpha, B)$ для неотклоненных закрылков, то можно утверждать, что прогнозируемая погрешность в основном вызывается погрешностью расчета влияния струй воздушных винтов на то слагаемое коэффициента подъемной силы крыла $\Delta C_{y_{\delta_{z_{0s}}}}$, которое зависит от отклонения закрылков, т.е. погрешностью расчета коэффициента $\Delta C_{y_{\delta_{z_{0s}}}(\delta_3)$ в области больших значений коэффициента B . Сказанное иллюстрируется рис. 5, на котором показаны рассчитанные по методу [1] значения коэффициента $\Delta C_{y_{\delta_{z_{0s}}}(\delta_3)$ самолета № 1 и значения коэффициента $\Delta C_{y_{\delta_{z_{0s}}}(\delta_3)$, полученные путем пересчета результатов испытаний модели этого самолета с горизонтальным оперением на конфигурацию самолета без горизонтального оперения. Расчет и сравнение с экспериментом выполнены для угла атаки крыла,

равного по величине углу установки двигателей относительно крыла, для того, чтобы исключить из рассмотрения составляющие коэффициента результирующей подъемной силы C_{Py} и C_{Ny} , зависящие соответственно от силы тяги воздушного винта и поперечной силы на воздушном винте [1].

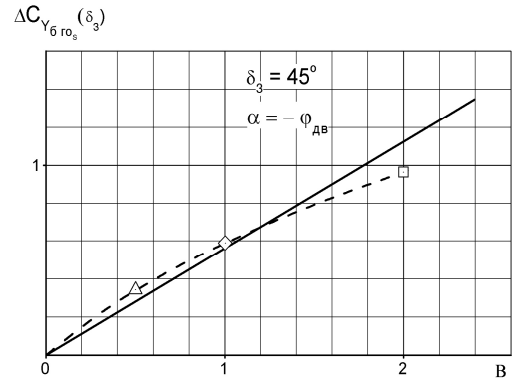


Рис. 5. Зависимости приращения коэффициента подъемной силы крыла четырехмоторного турбовинтового самолета обычного взлета и посадки, вызванного обдувкой струями воздушных винтов, от коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь: — расчет; - - - эксперимент

Так как в методе [1] коэффициент $\Delta C_{y_{\delta_{z_{0s}}}$ используется не только при расчете коэффициента результирующей подъемной силы C_{Ry} , но и при расчете коэффициента результирующего момента тангажа самолета без горизонтального оперения $m_{R_{z_{\delta_{z_{0s}}}}$, а также при расчете осредненного угла скола потока в зоне горизонтального оперения ϵ_s , относительного (в долях радиуса воздушного винта) удаления оси струи воздушного винта от горизонтального оперения $\bar{h}_{z_{0s}}$, осредненного коэффициента увеличения скоростного напора в зоне горизонтального оперения K_s и, в конечном счете, при расчете коэффициента подъемной силы горизонтального оперения $C_{y_{z_{0s}}}$ и коэффициента момента тангажа, развиваемого горизонтальным оперением

$m_{z_{\omega_s}}$, то для усовершенствования метода [1] с целью его применения в области больших значений коэффициента B и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков, следует усовершенствовать метод расчета коэффициента $\Delta C_{y_{\delta_{\omega_s}}}$ в указанной области.

Метод [1] дает линейную зависимость коэффициента $\Delta C_{y_{\delta_{\omega_s}}}$ от коэффициента B , что характерно для приближенных методов, в которых полагается, что спутная струя за воздушным винтом имеет в поперечном отношении бесконечную протяженность.

Приведенные выше результаты эксперимента свидетельствуют о том, что зависимость $\Delta C_{y_{\delta_{\omega_s}}}$ от коэффициента B нелинейна и градиент роста коэффициента $\Delta C_{y_{\delta_{\omega_s}}}$ с увеличением коэффициента B уменьшается. Нелинейную зависимость от коэффициента B приращения дополнительной подъемной силы турбовинтовых самолетов позволяет получить приближенный метод, разработанный Е.М. Золотко [2]. Этот метод основан на предположении о том, что спутная струя за воздушным винтом имеет в поперечном направлении бесконечно малую протяженность, что дает возможность для приближенных расчетов использовать результаты теории реактивного закрылка Спенса [3].

Вытекающая из работы [2] формула для расчета приращения коэффициента результирующей подъемной силы механизированного крыла от влияния турбовинтовых двигателей (с учетом составляющей от тяги воздушных винтов, повернутой механизированным крылом на угол θ , но без учета составляющей от поперечной силы на воздушных винтах) с использованием некоторых обозначений, принятых в работе [1], может быть записана следующим образом:

$$\begin{aligned} \Delta C_{R_{y_{\delta_{\omega_s}}}} = & \left(\Delta C_y^{\theta} \sin \theta + \Delta C_y^{\alpha} \frac{\alpha}{57,3^\circ} - \right. \\ & \left. - k_{\theta} \cdot B \frac{i \cdot F_{\theta}}{S_{кр_s}} \sin \theta \right) \cdot (1 + \bar{c}) \cdot C_{y_{\delta_{\omega_s}}}^{\alpha} \times \\ & \times \frac{57,3}{2\pi} k_{\bar{\ell}_s}^- + k_{\theta} \cdot B \frac{i \cdot F_{\theta}}{S_{кр_s}} \sin \theta, \end{aligned} \quad (1)$$

где k_{θ} – коэффициент, учитывающий потерю тяги воздушного винта при повороте струи воздушного винта закрылком (рис. 6); $k_{\bar{\ell}_s}^-$ – коэффициент, используемый при учете величины относительного размаха обдуваемого участка закрылков и его расположения по размаху крыла (рис. 7).

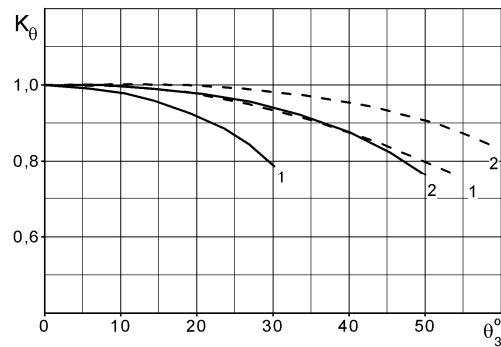


Рис. 6. Зависимость коэффициента потери тяги воздушного винта от угла поворота струи воздушного винта однозвенным закрылком:
 ——— простой поворотный закрылок;
 - - - выдвигной щелевой закрылок;
 1 – один винт на полуразмахе крыла;
 2 – два винта на полуразмахе крыла

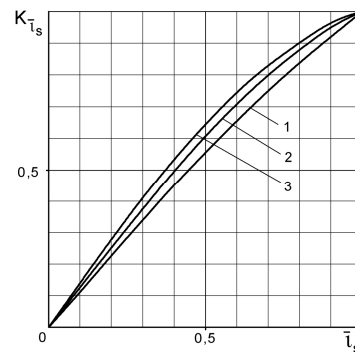


Рис. 7. Зависимость коэффициента $k_{\bar{\ell}_s}^-$ от относительного размаха обдуваемых участков закрылков $\bar{\ell}_s$ для различных значений сужения крыла η :
 1 – $\eta = 1$; 2 – $\eta = 2$; 3 – $\eta = 4$

В расчете по этой формуле используются заимствованные из упомянутой работы Спенса нелинейные зависимости ΔC_y^{ϑ} и ΔC_y^{α} от коэффициента импульса C_{μ} (рис. 8), связь которого с коэффициентом B описывается формулой

$$C_{\mu} = k_{\theta} \cdot B \frac{i \cdot F_{\theta}}{S_{крs}}, \quad (2)$$

где $i \cdot F_{\theta}$ – площадь, ометаемая воздушными винтами; $S_{крs}$ – площадь крыла, обдуваемая струями воздушных винтов.

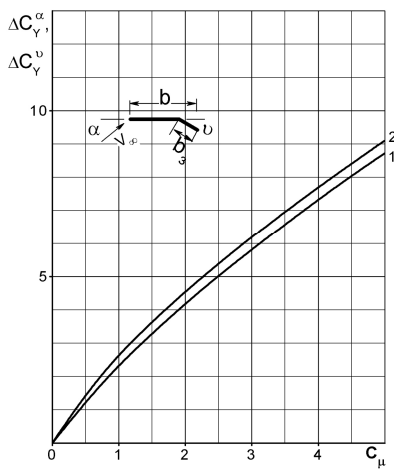


Рис. 8. Зависимость приращения производных коэффициента подъемной силы профиля крыла с реактивным закрылком по углу атаки и углу отклонения закрылка от коэффициента импульса струи:

$$1 - \Delta C_y^{\alpha}; 2 - \Delta C_y^{\vartheta}$$

В формуле (1) угол отклонения реактивного закрылка ϑ принимается равным углу отклонения механического однозвенного закрылка δ_3 , а угол поворота струй воздушных винтов механизированным крылом θ определяется по формуле

$$\theta = \theta_3 + \alpha. \quad (3)$$

Здесь угол поворота струй воздушных винтов закрылком θ_3 определяется по формуле

$$\theta_3 = \frac{\theta_3}{\delta_3} \delta_3, \quad (4)$$

в которой зависимость производной $\frac{\theta_3}{\delta_3}$ определяется по экспериментальной кривой (рис. 9) в зависимости от отношения хорды закрылка b_3 к диаметру воздушного винта D_{θ} .

Как показано в работе [2], расчет по формуле (1) дает приемлемое совпадение с экспериментом в области больших значений коэффициента B в случае однозвенного щелевого закрылка при углах его отклонения до $\sim 40^\circ$.

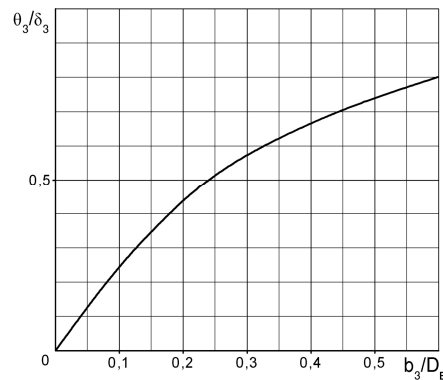


Рис. 9. Зависимость отношения угла поворота струи воздушного винта закрылком к углу отклонения однозвенного закрылка от отношения хорды закрылка к диаметру воздушного винта

При этом оказалось возможным не учитывать „растекание“ струй воздушных винтов вдоль размаха закрылков, т.е. принимать размах сходящей с задней кромки закрылков спутной струи воздушного винта ℓ_s равным диаметру воздушного винта D_{θ} .

Выражение для используемого в методе [1] коэффициента $\Delta C_{y\theta_{20s}}$ может быть получено из формулы (1) путем вычитания из нее составляющей коэффициента результирующей подъемной силы, определяемой проекцией силы тяги воздушных винтов [1]:

$$C_{P_y} = \frac{i \cdot F_{\theta}}{S_{кр}} \cdot B \frac{\alpha + \varphi_{\theta_3}}{57,3}, \quad (5)$$

что дает

$$\begin{aligned} \Delta C_{y_{\delta_{20s}}} = & \left(\Delta C_y^{\vartheta} \sin \vartheta + \Delta C_y^{\alpha} \frac{\alpha}{57,3^\circ} - \right. \\ & \left. - k_{\theta} \cdot B \frac{i \cdot F_{\theta}}{S_{крs}} \sin \theta \right) \cdot (1 + \bar{c}) \cdot C_{y_{\delta_{20}}}^{\alpha} \times \\ & \times \frac{57,3}{2\pi} k_{\ell_s} + k_{\theta} \cdot B \frac{i \cdot F_{\theta}}{S_{крs}} \sin \theta - \\ & - \frac{i \cdot F_{\theta}}{S_{крs}} B \frac{\alpha + \varphi_{\delta\theta}}{57,3}. \end{aligned} \quad (6)$$

Для сравнения результатов расчета по формуле (6) с результатами эксперимента потребовались результаты испытаний модели самолета с приставными имитаторами турбовинтовых двигателей до больших значений коэффициента B . Такие испытания были выполнены в большой аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ на модели самолета-высокоплана, схема которого показана на рис. 10 (назовем его самолет № 2).

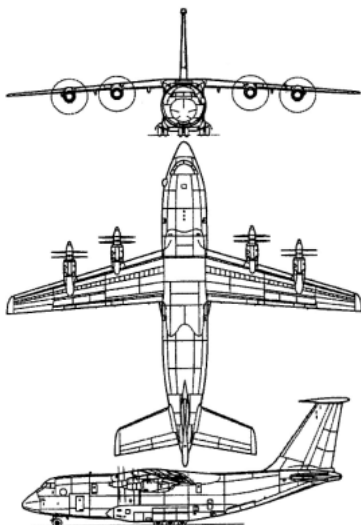


Рис. 10. Схема четырехмоторного турбовинтового самолета короткого взлета и посадки

Модель имела трехзвенные трехщелевые закрылки, углы отклонения звеньев которых составляли во взлетном положении $\delta_3^I = 20,5^\circ$; $\delta_3^{II} = 27,5^\circ$; $\delta_3^{III} = 35^\circ$, в посадочном положении — $\delta_3^I = 21^\circ$; $\delta_3^{II} = 40^\circ$; $\delta_3^{III} = 60^\circ$. Значения коэффициента B при испытаниях этой модели достигали 5,5 единиц.

Для случая трехзвенных закрылков пришлось решать вопрос о том, какие углы принимать в качестве углов ϑ и θ , входящих в формулу (6). После серии пробных расчетов был сделан вывод о том, что в качестве угла ϑ может быть принят средний эффективный угол поворота струи воздушного винта многозвенным щелевым закрылком $\theta_{3\varphi\phi}$, который определяется по формуле

$$\begin{aligned} \theta_{3\varphi\phi} = & \left(\frac{\theta_3}{\delta_3} \right)_{I-II-III} \cdot \delta_3^I + \\ & + \left(\frac{\theta_3}{\delta_3} \right)_{II-III} \cdot \delta_3^{II} + \left(\frac{\theta_3}{\delta_3} \right)_{III} \cdot \delta_3^{III}, \end{aligned} \quad (7)$$

где значения производных $\left(\frac{\theta_3}{\delta_3} \right)_{I-II-III}$, $\left(\frac{\theta_3}{\delta_3} \right)_{II-III}$ и $\left(\frac{\theta_3}{\delta_3} \right)_{III}$ определяются по кривой рис. 9 соответ-

ственно для хорд закрылка $b_3^I + b_3^{II} + b_3^{III}$, $b_3^{II} + b_3^{III}$ и b_3^{III} . Определенный таким образом угол $\theta_{3\varphi\phi}$ использовался для определения эффективного угла поворота струй воздушных винтов механизированным крылом:

$$\theta_{\varphi\phi} = \theta_{3\varphi\phi} + \alpha. \quad (8)$$

С учетом вышеизложенного формула (6) принимает следующий вид:

$$\begin{aligned} \Delta C_{y_{\delta_{20s}}} = & \left[\Delta C_y^{\vartheta} \sin \theta_{3\varphi\phi} + \Delta C_y^{\alpha} \frac{\alpha}{57,3} - \right. \\ & \left. - k_{\theta} \cdot B \frac{i \cdot F_{\theta}}{S_{крs}} \sin(\theta_{3\varphi\phi} + \alpha) \right] \cdot (1 + \bar{c}) \cdot C_{y_{\delta_{20}}}^{\alpha} \times \\ & \times \frac{57,3}{2\pi} k_{\ell_s} + k_{\theta} \cdot B \frac{i \cdot F_{\theta}}{S_{крs}} \sin(\theta_{3\varphi\phi} + \alpha) - \\ & - \frac{i \cdot F_{\theta}}{S_{крs}} B \frac{\alpha + \varphi_{\delta\theta}}{57,3}. \end{aligned} \quad (9)$$

Результаты расчета по формуле (9) коэффициента $\Delta C_{y_{\delta_{20s}}}$ самолета № 2, выполненные без учета „растекания“ струй воздушных винтов вдоль размаха закрылков во взлетной и посадочной configura-

циях, показаны на рис. 11. На этом же рисунке показаны результаты испытаний модели этого самолета с приставными имитаторами турбовинтовых двигателей в большой аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ.

Из рис. 11 следует, что результаты расчета, отражая нелинейный характер изменения коэффициента $\Delta C_{y\delta z_{0s}}$ по числу B , удовлетворительно согласуются с результатами эксперимента для взлетной конфигурации самолета и существенно расходятся с результатами эксперимента для посадочной конфигурации.

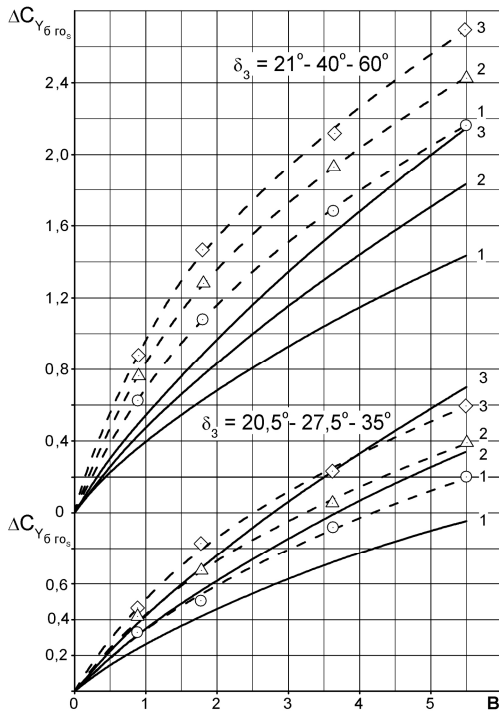


Рис. 11. Зависимости приращения коэффициента подъемной силы четырехмоторного турбовинтового самолета короткого взлета и посадки без горизонтального оперения, вызванного обдувкой его крыла струями воздушных винтов, от коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь („растекание“ струи вдоль размаха закрылков не учтено):
 — расчет; - - - эксперимент;
 1 (○) – $\alpha = 0^\circ$; 2 (Δ) – $\alpha = 4^\circ$; 3 (◇) – $\alpha = 8^\circ$

Результаты визуальных испытаний модели самолета № 2 с работающими имитаторами турбовинто-

вых двигателей показали, что в посадочной конфигурации отмечается существенное „растекание“ струй воздушных винтов вдоль размаха закрылков и это „растекание“ таково, что сходящая с задней кромки закрылка спутная струя распространяется на весь размах задней кромки закрылков.

Результаты расчета, выполненного в предположении, что относительный размах спутной струи, сходящей с задней кромки закрылков, равен относительному размаху закрылков, показаны на рис. 12.

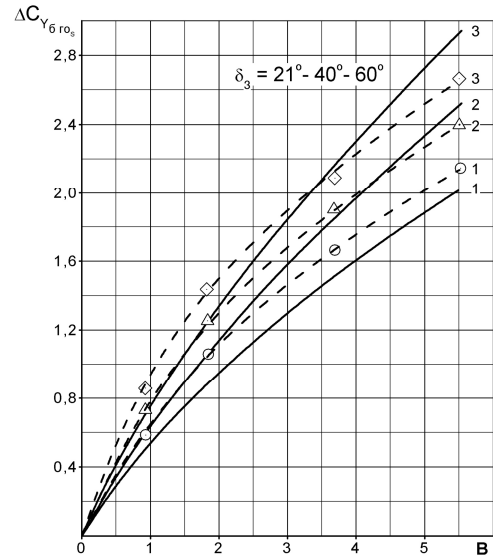


Рис. 12. Зависимости приращения подъемной силы четырехмоторного турбовинтового самолета короткого взлета и посадки без горизонтального оперения, вызванного обдувкой его крыла струями воздушных винтов, от коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь („растекание“ струи вдоль размаха закрылков учтено):
 — расчет; - - - эксперимент;
 1 (○) – $\alpha = 0^\circ$; 2 (Δ) – $\alpha = 4^\circ$; 3 (◇) – $\alpha = 8^\circ$

Видно, что результаты такого расчета существенно приблизились к результатам эксперимента.

Результаты расчета коэффициента $\Delta C_{y\delta z_{0s}}$ по формуле (9) были использованы для расчета коэффициента момента тангажа самолета без горизонтального оперения от обдувки его струями воздушных винтов $\Delta m_{z\delta z_{0s}}$ в области больших значений

коэффициента B . Согласно [1] формула для расчета коэффициента $\Delta m_{z_{\delta z_{0s}}}$ имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} \Delta m_{z_{\delta z_{0s}}} = & \left(\bar{X}_m - \bar{X}_{F_{\alpha, \text{кр}S}} \right) \times \\ & \times \Delta C_{y_{\delta z_{0s} \delta_3=0}} + \left(\bar{X}_m - \bar{X}_{F_{\delta_3 S}} \right) \times \\ & \times \left(\Delta C_{y_{\delta z_{0s} \delta_3 \neq 0}} - \Delta C_{y_{\delta z_{0s} \delta_3=0}} \right). \end{aligned} \quad (10)$$

Результаты расчета по этой формуле для взлетной и посадочной конфигурации самолета № 2 показаны на рис. 13.

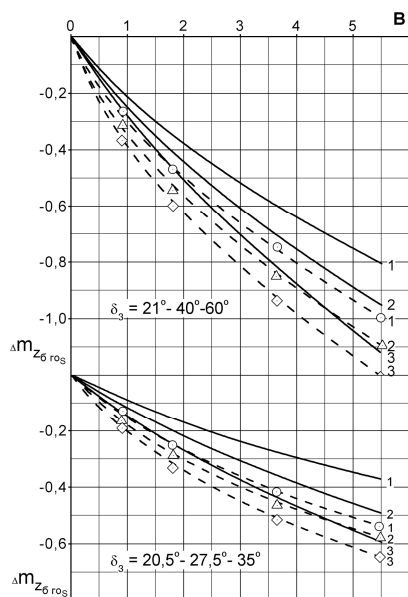


Рис. 13. Зависимости приращения коэффициента момента тангажа четырехмоторного турбовинтового самолета короткого взлета и посадки без горизонтального оперения, вызванного обдувкой его крыла струями воздушных винтов, от коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь:

— расчет; - - - эксперимент;

1 (○) – $\alpha = 0^\circ$; 2 (Δ) – $\alpha = 4^\circ$; 3 (◇) – $\alpha = 8^\circ$

На этом же рисунке показаны результаты испытаний модели этого самолета с приставными имитаторами турбовинтовых двигателей. Из сравнения полученных результатов можно заключить, что метод [1], в котором усовершенствован метод расчета коэффициента $\Delta C_{y_{\delta z_{0s}}}$, может быть применен для приближенного расчета коэффициента $\Delta m_{z_{\delta z_{0s}}}$ в области больших значений коэффициента нагрузки

на ометаемую воздушным винтом площадь и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков. Имеющееся расхождение результатов расчета с результатами эксперимента предположительно можно объяснить тем, что в расчете относительное расстояние от центра тяжести самолета до второго фокуса обдуваемых участков крыла $\bar{X}_{F_{\delta_3 S}}$ принято неизменным при изменении коэффициента B для всех рассмотренных углов отклонения закрылков, в то время, как экспериментальные данные свидетельствуют о том что с ростом коэффициента B и угла отклонения закрылка это расстояние увеличивается (возможно, это связано с увеличением „растекания“ струй воздушных винтов вдоль размаха закрылков).

Усовершенствованный метод расчета коэффициента $\Delta C_{y_{\delta z_{0s}}}$ был применен также в расчете приращения коэффициента момента тангажа, развиваемого горизонтальным оперением самолета, от влияния струй воздушных винтов. Согласно [1] формула для расчета коэффициента $m_{z_{z_{0s}}}$ имеет вид

$$m_{z_{z_{0s}}} = m_z^{\text{Фcm}} (\alpha + \varphi_{cm} - \epsilon_s) K_s, \quad (11)$$

где ϵ_s – осредненный угол скоса потока в области горизонтального оперения; K_s – коэффициент увеличения осредненного скоростного напора в области горизонтального оперения от влияния струй воздушных винтов.

Первые же расчеты, выполненные для самолета № 2, показали, что при взлетном и посадочном положениях закрылков струи воздушных винтов располагаются ниже горизонтального оперения, и, следовательно, значение коэффициента K_s может быть принято равным единице. На этом основании для расчета изменения коэффициента $m_{z_{z_{0s}}}$ от влияния турбовинтовых двигателей во взлетной и посадочной

ной конфигурациях самолета использовалась формула

$$\Delta m_{z_{\text{топ}}} = -m_z^{0cm} \Delta \varepsilon_s. \quad (12)$$

Так как у рассматриваемого самолета приращение угла скоса потока от отклонения закрылков при нулевой подъемной силе крыла в отсутствие обдувки оказалось близким к нулю, то значения входящего в формулу (12) угла $\Delta \varepsilon_s$ рассчитывалось по упрощенной формуле [1]:

$$\Delta \varepsilon_s = \varepsilon^{C_y} (\Delta C_{y\delta_{\text{топ}}} + C_{P_y} + C_{N_y}). \quad (13)$$

Результаты расчета коэффициента $\Delta m_{z_{\text{топ}}}$ показаны на рис. 14. На этом же рисунке показаны результаты эксперимента.

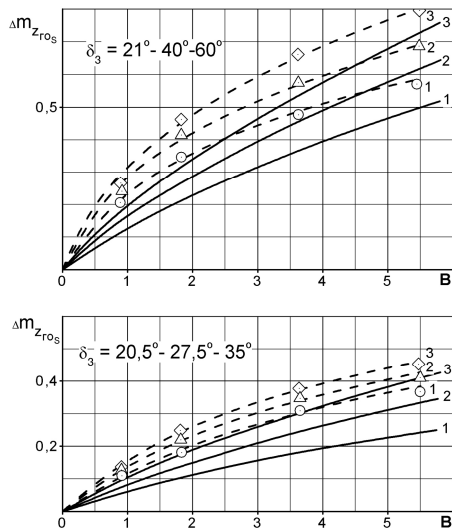


Рис. 14. Зависимость приращения коэффициента момента тангажа, развиваемого горизонтальным оперением четырехмоторного турбовинтового самолета короткого взлета и посадки, от коэффициента B :

— расчет; - - - эксперимент;
1 (○) – $\alpha = 0^\circ$; 2 (Δ) – $\alpha = 4^\circ$; 3 (◇) – $\alpha = 8^\circ$

Видно, что использованный метод позволяет выполнять приближенную оценку влияния турбовинтовых двигателей на коэффициент момента тангажа, развиваемого горизонтальным оперением самолета, в области больших значений коэффициента B при

больших значениях угла отклонения многозвенного щелевого закрылка.

Таким образом, использование усовершенствованного метода расчета приращения подъемной силы механизированного крыла от влияния струй воздушных винтов, отражающего нелинейный характер изменения этого приращения по коэффициенту B , позволило распространить приближенный метод расчета коэффициента результирующего момента тангажа и коэффициента результирующей подъемной силы, разработанный для двухмоторных турбовинтовых самолетов обычного взлета и посадки, на область больших значений коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь, которые реализуются на воздушных участках полета четырехмоторных турбовинтовых самолетов короткого взлета и посадки, использующих многозвенные щелевые закрылки.

Литература

1. Пустовойтов В.П. Теоретическое исследование влияния расположения горизонтального оперения и струй воздушных винтов на продольную статическую устойчивость турбовинтового регионального самолета-высокоплана // Аэрогидродинамика: проблемы и перспективы. – 2006. – Вып. 2. – С. 142-160.
2. Золотко Е.М. Приближенный расчет дополнительной подъемной силы при обдувке крыла струей от винтов // Труды ЦАГИ. – 1973. – Вып. 1452. – С. 12-26.
3. Spence D.A. The lift on a thin aerofoil with a jet-augmented flap // Aeronautical Quarterly. – 1958. – Vol. 9, part 3.

Поступила в редакцию 1.10.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Е.П. Ударцев, Национальный авиационный университет, Киев.