

УДК 629.735.33.015.017.3

В.П. ПУСТОВОЙТОВ

Государственное предприятие „АНТОНОВ“, Украина

**ПРОДОЛЬНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ
И ПРОДОЛЬНАЯ СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ
ТУРБОВИНТОВОГО САМОЛЕТА ПРИ БОЛЬШИХ ЗНАЧЕНИЯХ
КОЭФФИЦИЕНТА НАГРУЗКИ НА ОМЕТАЕМУЮ ВОЗДУШНЫМ
ВИНТОМ ПЛОЩАДЬ И БОЛЬШИХ ЗНАЧЕНИЯХ УГЛА ОТКЛОНЕНИЯ
МНОГОЗВЕННЫХ ЩЕЛЕВЫХ ЗАКРЫЛКОВ**

Излагается апробация формул для расчета влияния обдува механизированного крыла струями воздушных винтов на подъемную силу, момент тангажа и силу лобового сопротивления турбовинтового самолета в области больших значений коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков. Излагается вывод формул для расчета степени продольной статической устойчивости по перегрузке и скорости полета в указанной области режимов полета и апробация этих формул.

Ключевые слова: самолет, турбовинтовой двигатель, нагрузка на ометаемую воздушным винтом площадь, угол отклонения многозвенных закрылков, обдув механизированного крыла струями воздушных винтов, подъемная сила, момент тангажа, сила лобового сопротивления, степень продольной статической устойчивости.

Введение

Формулы для расчета коэффициентов результирующих продольных сил и моментов турбовинтового самолета в области малых значений коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь и умеренных значений угла отклонения однозвенных щелевых закрылков представлены в работах [1, 2]. В этих работах коэффициенты результирующих продольных сил и моментов, действующих на самолет, представлены в виде сумм

$$C_{R_y} = C_y + \Delta C_{R_y};$$

$$C_{R_x} = C_x + \Delta C_{R_x};$$

$$m_{R_z} = m_z + \Delta m_{R_z},$$

в которых коэффициенты C_y , C_x и m_z - это коэффициенты продольных аэродинамических сил и моментов, действующих на планер самолета, а коэффициенты ΔC_{R_y} , ΔC_{R_x} и Δm_{R_z} отражают результирующее влияние турбовинтовых двигателей на аэродинамические характеристики планера самолета.

В свою очередь коэффициенты ΔC_{R_y} , ΔC_{R_x} и Δm_{R_z} представлены в виде сумм

$$\Delta C_{R_y} = C_{P_y} + C_{N_y} + \Delta C_{y_s};$$

$$\Delta C_{R_x} = C_{P_x} + C_{N_x} + \Delta C_{x_s};$$

$$\Delta m_{R_z} = m_{P_z} + m_{N_z} + \Delta m_{z_s},$$

где C_{P_y} , C_{P_x} и m_{P_z} - коэффициенты сил и моментов, создаваемых силой тяги двигателей P ; C_{N_y} , C_{N_x} и m_{N_z} - коэффициенты сил и моментов, создаваемых поперечной силой воздушных винтов N ; ΔC_{y_s} , ΔC_{x_s} и Δm_{z_s} - изменения коэффициентов аэродинамических сил и моментов, отражающие влияние струй воздушных винтов на аэродинамические характеристики планера самолета.

Формулы для расчета коэффициентов C_{P_y} , C_{P_x} , C_{N_y} , C_{N_x} , m_{P_z} и m_{N_z} просты [1] и сохраняют силу в широком диапазоне изменения коэффициента B . Формулы для расчета коэффициентов ΔC_{y_s} , ΔC_{x_s} и Δm_{z_s} изложены в работах [2, 3]. Апробация формул для расчета коэффициентов ΔC_{y_s} , ΔC_{x_s} и Δm_{z_s} при больших значениях коэффициента B и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков в работах [2, 3] выполнялась путем сравнения результатов расчета с результатами испытаний в аэродинамической трубе модели самолета короткого взлета и посадки с приставными имитаторами турбовинтовых двигателей. Такие испытания позволяли прямо получить данные о коэффициентах ΔC_{y_s} , ΔC_{x_s} и Δm_{z_s} . Так как мо-

дель была маломасштабной, то при испытаниях такой модели с большими углами отклонения многозвенных щелевых закрылков могло реализовываться дополнительное увеличение подъемной силы, связанное с ликвидацией отрыва потока от поверхности закрылков при работе воздушных винтов. В связи с этим потребовалась расширенная апробация разработанных формул для расчета коэффициентов ΔC_{y_s} , ΔC_{x_s} и Δm_{z_s} в области больших значений коэффициента B и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков путем сравнения результатов расчета с результатами испытаний крупномасштабной модели самолета короткого взлета и посадки с работающими имитаторами турбовинтовых двигателей в большой аэродинамической трубе и с результатами летных испытаний турбовинтового самолета короткого взлета и посадки. Так как при больших значениях коэффициента B и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков отклоненные вниз струи воздушных винтов не омывают горизонтальное и вертикальное оперения самолета, то формулы для расчета коэффициентов ΔC_{y_s} , ΔC_{x_s} и Δm_{z_s} отражают лишь влияние обдува механизированного крыла струей воздушных винтов.

В работе [1] получены формулы для расчета степени продольной статической устойчивости турбовинтового самолета по перегрузке σ_n и скорости полета σ_v при малых значениях коэффициента B и умеренных значениях угла отклонения однозвенных щелевых закрылков. Формулы для расчета характеристик σ_n и σ_v при больших значениях коэффициента B и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков в литературе отсутствуют.

Постановка задачи:

а) выполнить апробацию формул для расчета влияния обдува механизированного крыла струей воздушных винтов на подъемную силу, момент тангажа и силу лобового сопротивления турбовинтового самолета в области больших значений коэффициента B и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков; б) выполнить вывод формул для расчета степени продольной статической устойчивости турбовинтового самолета по перегрузке и скорости полета в области больших значений коэффициента B и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков и выполнить

апробацию этих формул путем сравнения результатов расчета с результатами летных испытаний турбовинтового самолета короткого взлета и посадки.

1. Аэродинамические характеристики

1.1. Подъемная сила

Согласно описанному выше подходу коэффициент результирующей подъемной силы турбовинтового самолета представим в виде суммы

$$C_{R_y} = C_y + \Delta C_{R_y}, \quad (1)$$

где

$$\Delta C_{R_y} = C_{P_y} + C_{N_y} + \Delta C_{y_{бгос}} + \Delta C_{y_{гос}}. \quad (2)$$

Значения коэффициента C_y будем полагать известными. Апробация формул для расчета коэффициентов C_{P_y} и C_{N_y} не требуется. Отметим, что при больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков величина коэффициентов C_{P_y} и C_{N_y} мала по сравнению с величиной коэффициента $\Delta C_{y_{бгос}}$. При $\alpha = \varphi_{дв}$ коэффициенты C_{P_y} и C_{N_y} обращаются в ноль, а коэффициент ΔC_{R_y} становится равным коэффициенту ΔC_{y_s} [3]. Поэтому апробацию формул для расчета коэффициентов $\Delta C_{y_{бгос}}$ и $\Delta C_{y_{гос}}$ в области больших значений коэффициента B и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков можно выполнять путем сравнения результатов расчета коэффициента ΔC_{R_y} с результатами определения этого коэффициента при испытаниях крупномасштабной модели самолета короткого взлета и посадки с присоединенными имитаторами турбовинтовых двигателей в большой аэродинамической трубе и при летных испытаниях турбовинтового самолета короткого взлета и посадки.

Опубликованы результаты испытаний крупномасштабной модели самолета короткого взлета и посадки с присоединенными имитаторами турбовинтовых двигателей в большой аэродинамической трубе, как с горизонтальным, так и без горизонтального оперения [4, 5]. Будем называть эту модель моделью самолета № 1. Размах крыла модели самолета № 1 составлял 13,22 м. Модель имела двухзвенные щелевые закрылки, которые могли отклоняться на углы 30-60° и 40-80°. Этим углам отклонения закрылков соответствовали определенные по методике [3] эффективные углы отклонения струи воздушных винтов, равные соответственно 36° и 43,6°. Закрылки

модели занимали всю заднюю кромку крыла ($\bar{\ell}_3 = 0,83$) и весь их размах обдувался струей воздушных винтов ($\bar{\ell}_s = 0,83$). Значение коэффициента $K_{\bar{\ell}_s}$, зависящее от относительного размаха $\bar{\ell}_s$, составляло 0,78. Отношение ометаемой воздушными винтами площади iF_B к обдуваемой воздушными винтами площади крыла $S_{кр_s}$ составляло 1,0. Геометрическое удлинение крыла равнялось 5,71, значение производной $C_y^{\alpha^0}$ модели без воздушных винтов при $\delta_3 = 0$ составляло 0,063.

Выполним апробацию формулы для расчета коэффициента $\Delta C_{Y_{бго}}$ путем сравнения результатов расчета коэффициента $\Delta C_{Ry_{бго}}$ модели самолета № 1 с результатами испытаний этой модели без горизонтального оперения в большой аэродинамической трубе [4]. Формула для расчета коэффициента $\Delta C_{Ry_{бго}}$ предложена Е. Золотыко [6] и использована в работе [3]. С учетом введения эффективного угла отклонения струи воздушных винтов закрылками $\theta_{3эф}$ и коэффициента поперечной силы воздушных винтов C_{N_y} эта формула имеет вид:

$$\Delta C_{Ry_{бго}} = \left(\Delta C_y^9 \sin \theta_{3эф} + C_y^{\alpha} \frac{\alpha^0}{57,3^{\circ}} \right) \times K_{\lambda, \bar{c}, \bar{\ell}_s} + C_{\mu} \cdot \sin(\theta_{3эф} + \alpha) \times \left(1 - K_{\lambda, \bar{c}, \bar{\ell}_s} \right) + C_{N_y}. \quad (3)$$

Здесь

$$K_{\lambda, \bar{c}, \bar{\ell}_s} = C_{y_{бго} \delta_3=0}^{\alpha^0} \frac{57,3^{\circ}}{2\pi} (1 + \bar{C}_{сред}) K_{\bar{\ell}_s}; \quad (4)$$

$$C_{\mu} = K_{\theta} \frac{iF_B}{S_{кр_s}} B. \quad (5)$$

Способ определения коэффициентов ΔC_y^9 , C_y^{α} , $K_{\bar{\ell}_s}$, K_{θ} , C_{N_y} и угла $\theta_{3эф}$ изложен в работе [3].

Сравнение результатов расчета по формуле (3) с результатами испытаний модели самолета № 1 без горизонтального оперения при $\delta_3 = 30-60^{\circ}$ и $\delta_3 = 40-80^{\circ}$ показано на рис. 1 и 2. Из этих рисунков следует, что величина коэффициента $\Delta C_{Ry_{бго}}$, зависящая от угла атаки α , оказалась практически одинаковой как в расчете, так и в эксперименте. Следовательно, отмеченное расхождение между результатами расчета и результатами эксперимента объясня-

ется, в основном, погрешностью расчета той части коэффициента $\Delta C_{Ry_{бго}}$, которая зависит от угла отклонения струи воздушных винтов закрылками.

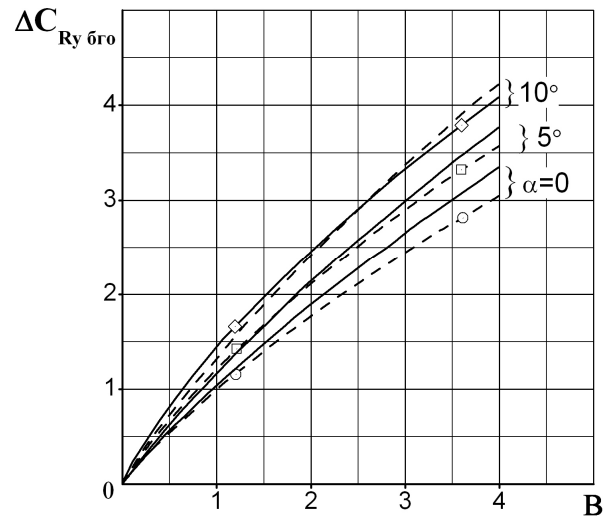


Рис. 1. Модель самолета № 1. Зависимости $\Delta C_{Ry_{бго}} = f(B, \alpha) : \delta_3 = 30-60^{\circ}$

— расчет
- - - эксперимент ○ - $\alpha=0^{\circ}$; □ - $\alpha=5^{\circ}$; ◇ - $\alpha=10^{\circ}$

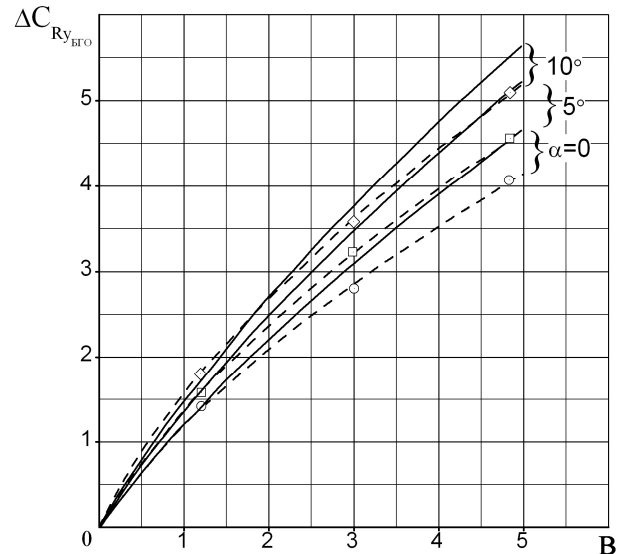


Рис. 2. Модель самолета № 1. Зависимости $\Delta C_{Ry_{бго}} = f(B, \alpha) : \delta_3 = 40-80^{\circ}$

— расчет
- - - эксперимент ○ - $\alpha=0^{\circ}$; □ - $\alpha=5^{\circ}$; ◇ - $\alpha=10^{\circ}$

Уточним теоретическую зависимость $\Delta C_y^9 = f(C_{\mu})$, используемую в формуле (3). Эту зависимость можно получить из (3), положив $\alpha = 0$ и $\varphi_{дв} = 0$:

$$\Delta C_y^{\theta} = \frac{1}{\sin \theta_{3\text{эфф}}} \cdot K_{\lambda, \bar{c}, \bar{\ell}_s} \Delta C_{Ry_{\delta_{го}}} + \left(1 - \frac{1}{K_{\lambda, \bar{c}, \bar{\ell}_s}} \right) C_{\mu}. \quad (6)$$

Результаты расчета зависимости $\Delta C_y^{\theta} = f(C_{\mu})$ по формуле (6) с использованием экспериментальных зависимостей $\Delta C_{Ry_{\delta_{го}}} = f(B)$ при $\alpha = 0$, показанных на рис. 1 и 2, представлены на рис. 3. На этом же рисунке показана теоретическая зависимость $\Delta C_y^{\theta} = f(C_{\mu})$. Видно, что зависимость $\Delta C_y^{\theta} = f(C_{\mu})$, уточненная на основе результатов испытаний крупномасштабной модели самолета № 1, отличается от теоретической зависимости.

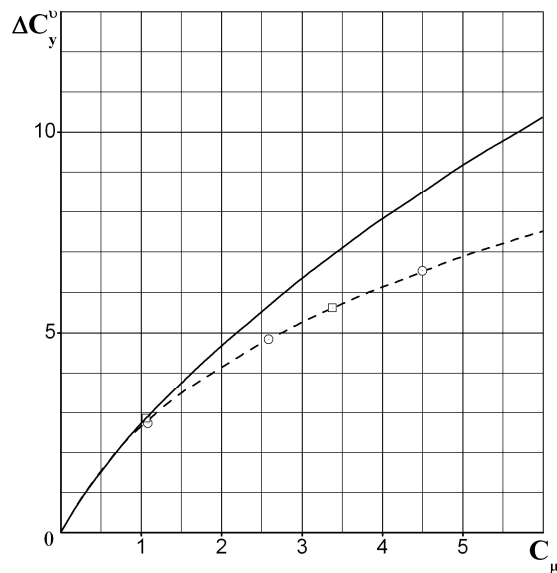


Рис. 3. Зависимости $\Delta C_y^{\theta} = f(C_{\mu})$:

— теория;
 - - - расчет по результатам испытаний модели самолета № 1; $\square$ - $\delta_3 = 30-60^\circ$; $\circ$ - $\delta_3 = 40-80^\circ$

Предпримем попытку расчета коэффициента ΔC_{Ry} полной модели самолета № 1. Для этого к коэффициенту $\Delta C_{Ry_{\delta_{го}}}$, рассчитанному выше, необходимо добавить коэффициент $\Delta C_{y_{гоs}}$, рассчитанный по формуле

$$\Delta C_{y_{гоs}} = -C_{y_{го}}^{\alpha_{го}} \cdot \bar{S}_{го} \cdot \Delta \varepsilon_s, \quad (7)$$

где [3]

$$\Delta \varepsilon_s = \varepsilon_{y_{го}} \cdot \Delta C_{Ry_{\delta_{го}}}. \quad (8)$$

Формула (8) отражает результаты испытаний различных моделей турбовинтовых самолетов с ра-

ботающими воздушными винтами в аэродинамических трубах при малых значениях коэффициента В и умеренных значениях угла отклонения однозвенных щелевых закрылков [1]. Результаты испытаний модели самолета короткого взлета и посадки (модель самолета № 2) с работающими воздушными винтами в аэродинамической трубе показали (рис. 4), что формула (8) может быть применена и при больших значениях коэффициента В и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков.

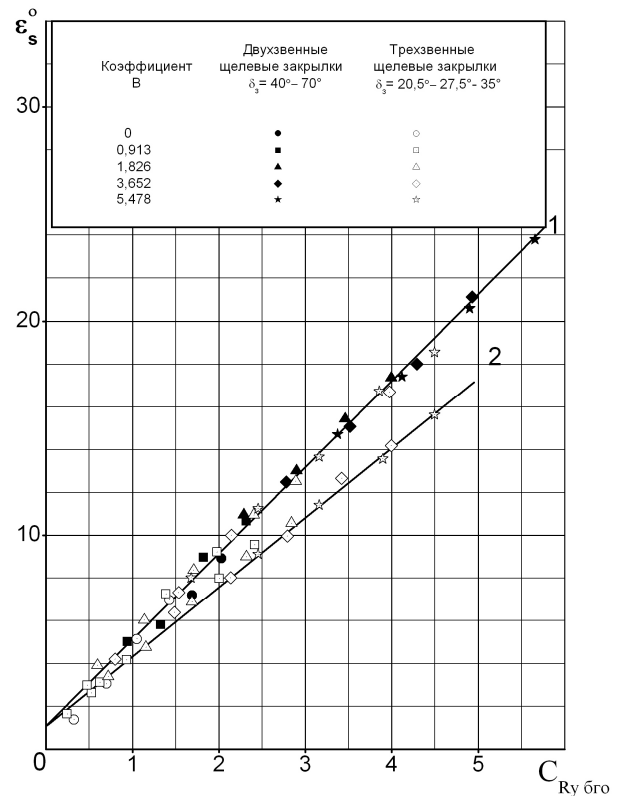


Рис. 4. Зависимость $\varepsilon_s = f(C_{Ry_{\delta_{го}}})$ по результатам

испытаний модели самолета № 2:

1 – горизонтальное оперение на палубе фюзеляжа;
 2 – горизонтальное оперение на вершине киля

Расчет по формуле (7) предполагает, что зависимость $C_{y_{го}} = f(\alpha_{го})$ линейна до больших значений угла атаки горизонтального оперения $\alpha_{гоs}$, который описывается формулой [3]

$$\alpha_{гоs} = \alpha + \varphi_{ст} - \varepsilon - \Delta \varepsilon_s. \quad (9)$$

Линейность зависимости $C_{y_{го}} = f(\alpha_{го})$ сохраняется при докритическом обтекании горизонтального оперения. С достаточным основанием можно полагать, что критический угол атаки горизонтального оперения модели самолета № 1 при обтекании горизонтального оперения сверху не превышает 17° . Определим, какой величины достигает отрицательный угол атаки горизонтального оперения этой

модели при испытаниях ее в конфигурации $\delta_3 = 40-80^\circ$. Модель самолета № 1 была испытана при различных углах установки горизонтального оперения, что дало возможность определить величину осредненного угла скоса потока в области горизонтального оперения. На рис. 5 показаны зависимости $\varepsilon_s, \alpha_{\text{го}_s} = f(C_{Ry_{\text{бго}}})$ при $B=0, B=1,21$ и $B=3$ для $\varphi_{\text{ст}} = 0$.

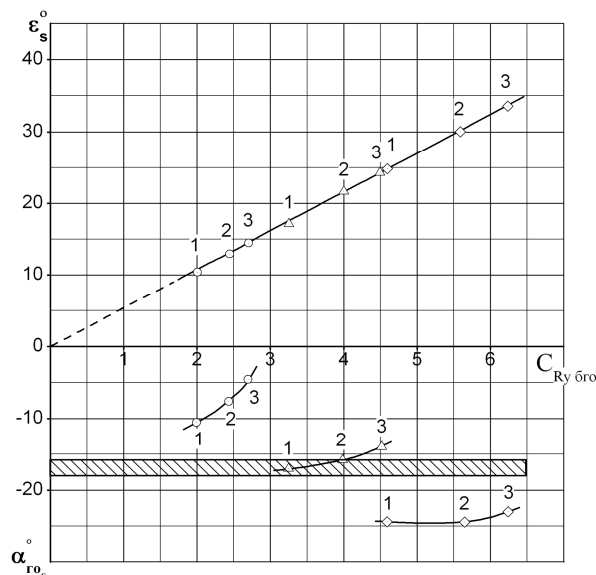


Рис. 5. Модель самолета № 1. Зависимости $\varepsilon_s, \alpha_{\text{го}_s} = f(C_{Ry_{\text{бго}}})$: $\delta_3 = 40-80^\circ$; $\varphi_{\text{ст}} = 0$;

○ - $B=0$; △ - $B=1,21$; ◇ - $B=3$;
1 - $\alpha=0$; 2 - $\alpha=5^\circ$; 3 - $\alpha=10^\circ$;

▨ - зона критического значения угла $\alpha_{\text{го}_s}$

Из этого рисунка следует, что горизонтальное оперение модели самолета № 1 обтекается безотрывно лишь в том случае, когда обдувка крыла струями воздушных винтов отсутствует ($B=0$). Этот вывод согласуется с выводами, сделанными авторами работы [5]. Следовательно, формула (7) не может быть использована для расчета коэффициента $\Delta C_{y_{\text{го}_s}}$ модели самолета № 1 при больших значениях коэффициента B и больших значениях угла отклонения двухзвенных щелевых закрылков, и апробация формулы для расчета коэффициента $\Delta C_{y_{\text{го}_s}}$ по результатам испытаний модели самолета № 1 не может быть выполнена.

Апробацию формул для расчета коэффициентов $\Delta C_{y_{\text{бго}_s}}$ и $\Delta C_{y_{\text{го}_s}}$ выполним путем сравнения результатов расчета коэффициента ΔC_{Ry} турбовинтового самолета короткого взлета и посадки (самолета № 2) с результатами определения коэффициента ΔC_{Ry} в летных испытаниях этого самолета при

больших значениях коэффициента B и больших значениях угла отклонения трехзвенных щелевых закрылков. Горизонтальное оперение самолета № 2 имеет щелевой выдвижной предкрылок, обеспечивающий безотрывное обтекание горизонтального оперения до больших отрицательных значений угла $\alpha_{\text{го}_s}$.

Самолет № 2 имеет крыло с геометрическим удлинением 9,5. Значение производной $C_{y_{\text{бго}}}^{\alpha^\circ}$ планера модели этого самолета при $\delta_3 = 0$ составляет 0,076. Относительный размах закрылков самолета № 2 составляет $\bar{l}_s = 0,624$, относительный размах обдуваемой части крыла составляет $\bar{l}_s = 0,4$. Отношение ометаемой воздушными винтами площади к обдуваемой площади крыла составляет 0,885. Самолет имеет трехзвенные щелевые закрылки, максимальный угол отклонения закрылков составляет $21-40-60^\circ$. Этому геометрическому углу отклонения закрылков соответствует эффективный угол отклонения струи воздушных винтов закрылками, равный $\theta_{\text{эф}} = 25^\circ$. Величина этого угла не превышает величину эффективного угла отклонения струи воздушных винтов закрылками модели самолета № 1, что дает основание использовать в расчетах самолета № 2 зависимость $\Delta C_{y^9} = f(C_\mu)$, уточненную по результатам испытаний модели самолета № 1.

Сравнение результатов расчета коэффициента ΔC_{Ry} самолета № 2 с результатами определения коэффициента ΔC_{Ry} при летных испытаниях самолета № 2 показано на рис. 6.

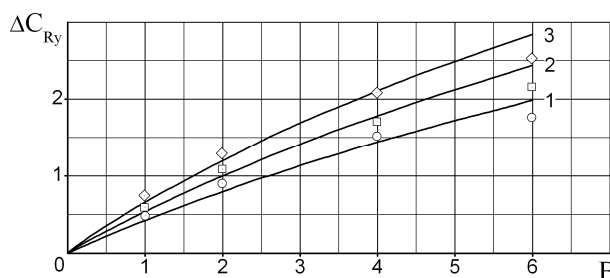


Рис. 6. Зависимости $\Delta C_{Ry} = f(B, \alpha)$: $\delta_3 = 21-40-60^\circ$;

— расчет; $\delta_b = 0$;

○ □ ◇ летные испытания; $\delta_b = \delta_{b_{\text{бал}}}$ при $\bar{X}_T = 0,19$;

1 ○ $\alpha=0$; 2 □ $\alpha=4^\circ$; 3 ◇ $\alpha=8^\circ$

Видно, что результаты расчета близки к результатам летных испытаний. Следовательно, апробация формул для расчета коэффициентов $\Delta C_{y_{\text{бго}_s}}$ и

$\Delta C_{y_{гоs}}$ в области больших значений коэффициента В и больших значений угла отклонения трехзвенных щелевых закрылков выполнена с положительным результатом. Имеющееся незначительное расхождение объясняется тем, что в расчете не учтено уменьшение подъемной силы самолета, вызванное балансировочным отклонением руля высоты. Оценку этого уменьшения выполним в разделе 1.2 при рассмотрении продольной балансировки самолета № 2.

1.2. Момент тангажа

Согласно принятому подходу коэффициент результирующего момента тангажа турбовинтового самолета представим в виде суммы

$$m_{R_z} = m_z + \Delta m_{R_z}, \quad (10)$$

где

$$\Delta m_{R_z} = m_{P_z} + m_{N_z} + \Delta m_{z_{гоs}} + \Delta m_{z_{гоs}}. \quad (11)$$

Апробацию формулы $\Delta m_{z_{гоs}}$ в области больших значений коэффициента В и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков выполним путем сравнения результатов расчета коэффициента $\Delta m_{R_{z_{гоs}}}$ модели самолета № 1 с результатами определения этого коэффициента при испытаниях модели самолета № 1 без горизонтального оперения в аэродинамической трубе [4].

Формулы для расчета коэффициентов m_{P_z} и m_{N_z} представлены в работе [1]. Формулу для расчета коэффициента $\Delta m_{z_{гоs}}$, заимствованную из работы [3], представим в виде:

$$\Delta m_{z_{гоs}} = \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\alpha_{кps}}} \right) \left(\Delta C_{R_{y_{го \delta_3=0}}} - C_{P_y} - C_{N_y} \right) + \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\delta_3s}} \right) \times \left(\Delta C_{R_{y_{го \delta_3 \neq 0}}} - \Delta C_{R_{y_{го \delta_3=0}}} \right). \quad (12)$$

Как показали испытания модели самолета № 1 без горизонтального оперения [4], положение фокуса механизированного крыла по углу отклонения закрылков этой модели не зависит от коэффициента В в широком диапазоне изменения угла отклонения закрылков (рис. 7).

Сравнение результатов расчета коэффициента $\Delta m_{R_{z_{гоs}}}$ модели самолета № 1 с результатами испытаний этой модели без горизонтального оперения в аэродинамической трубе показано на рис. 8. Вид-

но, что результаты расчета удовлетворительно согласуются с результатами эксперимента.

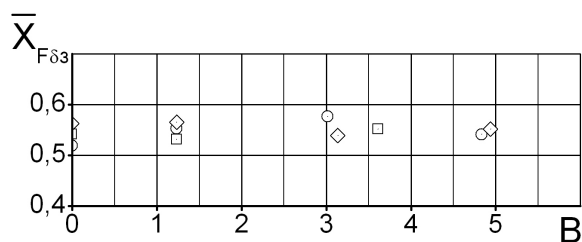


Рис. 7. Модель самолета № 1. Зависимость

$$\bar{X}_{F_{\delta_3}} = f(B):$$

$$\circ \delta_3 = 40-80^\circ; \square \delta_3 = 30-60^\circ; \diamond \delta_3 = 20-40^\circ$$

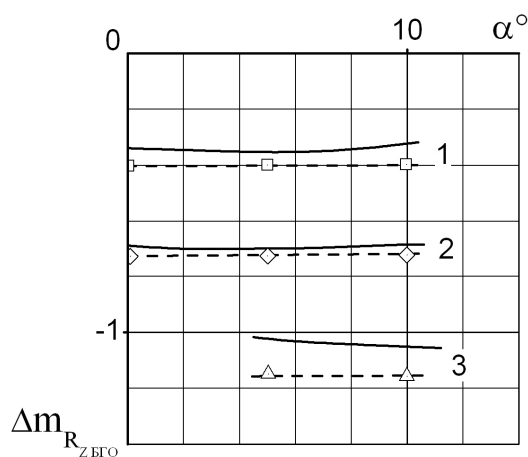


Рис. 8. Модель самолета № 1. Зависимости

$$\Delta m_{R_{z_{го}}} = f(\alpha, B): \delta_3 = 40-80^\circ$$

— расчет

- - - эксперимент 1 $\square B=1,21$; 2 $\diamond B=3$; 3 $\triangle B=4,73$

Окончательную апробацию формул для расчета коэффициентов $\Delta m_{z_{гоs}}$ и $\Delta m_{z_{гоs}}$ в области больших значений коэффициента В и больших значений угла отклонения трехзвенных щелевых закрылков выполним путем сравнения результатов расчета балансировочных кривых $\delta_B = f(V_i)$ самолета № 2 с результатами определения балансировочных кривых этого самолета в летных испытаниях. Учтем при этом, что в случае больших углов отклонения закрылков струя воздушных винтов располагается ниже горизонтального оперения самолета ($K_s = 1$), а также то, что продольная балансировка самолета № 2 осуществляется только рулем высоты ($\varphi_{ст} = \text{const}$). Тогда при умеренных значениях балансировочного угла отклонения руля высоты, когда зависимость $m_z = f(\delta_B)$ можно принимать линейной, формула для расчета балансировочной кривой $\delta_B = f(V_i)$ запишется следующим образом:

$$\delta_{в\text{бал}} = -\frac{1}{m_{z\delta_B}} \left(m_{z\delta_{го}} + m_{p_z} + m_{N_z} + \Delta m_{z\delta_{гоs}} + m_{z_{го}} + \Delta m_{z_{гоs}} \right). \quad (13)$$

Здесь коэффициент $\Delta m_{z\delta_{гоs}}$ рассчитывается по формуле (12), а для расчета коэффициента $\Delta m_{z_{гоs}}$ используется формула из [3]

$$\Delta m_{z\delta_{гоs}} = -m_z^{\varphi_{ст}} \cdot \Delta \varepsilon_s, \quad (14)$$

в которой приращение угла скоса потока $\Delta \varepsilon_s$ рассчитывается по формуле

$$\Delta \varepsilon_s = \varepsilon^{C_{y\delta_{го}}} (C_{p_y} + C_{N_y} + \Delta C_{y\delta_{гоs}}). \quad (15)$$

На рис. 9 показаны полученные в летных испытаниях балансировочные кривые $\delta_B = f(V_i)$ самолета № 2 в конфигурации $\delta_3 = 21-40-60^\circ$ при двух режимах работы двигателей – малом ($\alpha_{руд} = 49^\circ$) и большом ($\alpha_{руд} = 101^\circ$). На этом же рисунке показаны балансировочные кривые самолета № 2, рассчитанные по формуле (13) для тех же условий летных испытаний. Видно, что результаты расчета хорошо согласуются с результатами летных испытаний. Следовательно, формулы для расчета коэффициентов $\Delta m_{z\delta_{гоs}}$ и $\Delta m_{z_{гоs}}$ апробированы с положительным результатом.

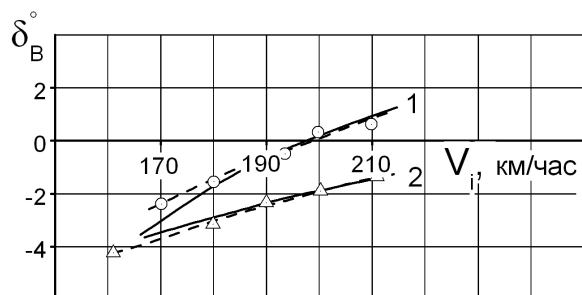


Рис. 9. Самолет № 2. Балансировочные зависимости

$\delta_B = f(V_i): \delta_3 = 21-40-60^\circ; \bar{X}_T = 0,29$

— расчет;

- - - летные испытания

1 $\circ \alpha_{руд} = 49^\circ$; 2 $\Delta \alpha_{руд} = 101^\circ$

Обращает на себя внимание тот факт, что балансировочные углы отклонения руля высоты самолета № 2 на рассмотренных режимах полета незначительно возрастают при переходе от $\alpha_{руд} = 49^\circ$ ($B=0,6\dots 1$) к $\alpha_{руд} = 101^\circ$ ($B=2,5\dots 4$). Это объясняется тем, что при увеличении коэффициента B рост коэффициента $\Delta m_{z\delta_{го}}$ на пикирование, определяемый ростом слагаемых m_{p_z} и

$$\left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F\delta_3} \right) \times \left(\Delta C_{Ry\delta_{го}\delta_3 \neq 0} - \Delta C_{Ry\delta_{го}\delta_3 = 0} \right), \text{ в значительной мере компенсируется ростом коэффициента}$$

$\Delta m_{z_{гоs}}$ на кабрирование вследствие увеличения скоса потока у горизонтального оперения на угол $\Delta \varepsilon_s$ (15).

Используем формулу (13) для расчета балансировочного угла отклонения руля высоты самолета № 2 в условиях летных испытаний этого самолета, по результатам которых построены зависимости $\Delta C_{Ry\delta_B=\delta_{в\text{бал}}} = f(B, \alpha)$, показанные на рис. 6. По рассчитанным значениям угла $\delta_{в\text{бал}}$ рассчитаем уменьшение коэффициента подъемной силы самолета от продольной балансировки по формуле

$$\Delta C_{y\delta_B=\delta_{в\text{бал}}} = C_{y_{го}}^{\alpha_{го}} \cdot \bar{S}_{го} \cdot \sqrt{\bar{S}_B} \cdot \delta_{в\text{бал}}. \quad (16)$$

На рис. 10 показаны зависимости $\Delta C_{Ry\delta_B=\delta_{в\text{бал}}} = f(B)$ самолета № 2, рассчитанные по формуле

$$\Delta C_{Ry\delta_B=\delta_{в\text{бал}}} = \Delta C_{Ry\delta_B=0} + \Delta C_{y\delta_B=\delta_{в\text{бал}}}. \quad (17)$$

На этом же рисунке показаны зависимости $\Delta C_{Ry\delta_B=\delta_{в\text{бал}}} = f(B)$, построенные по результатам летных испытаний. Видно, что учет уменьшения подъемной силы от продольной балансировки самолета приблизил результаты расчета к результатам летных испытаний, особенно в области больших значений коэффициента B , однако величина этого уменьшения незначительна, что объясняется небольшими значениями угла $\delta_{в\text{бал}}$.

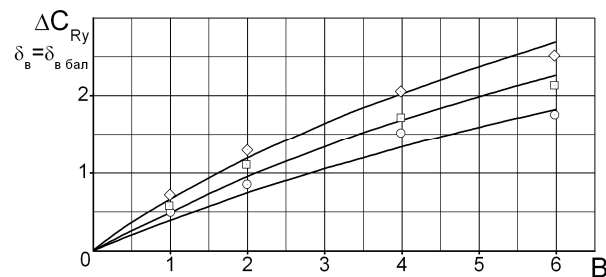


Рис. 10. Самолет № 2. Зависимость $\Delta C_{Ry} = f(B)$:

$\delta_3 = 21-40-60^\circ; \bar{X}_T = 0,19$

— расчет;

1 $\circ \alpha = 0^\circ$; 2 $\square \alpha = 4^\circ$; 3 $\diamond \alpha = 8^\circ$ - летные испытания

На рис. 11 показана зависимость $\Delta C_{y\delta_{гоs}} = f(B)$ самолета № 2, которая при $\alpha = -\varphi_{дв} = 4^\circ$ совпадает с зависимостью $\Delta C_{Ry\delta_B=\delta_{в\text{бал}}} = f(B)$ этого самолета, показанной на

рис. 10. На этом же рисунке показана зависимость $\Delta C_{y_{\delta_{\text{го}} \delta_B = \delta_{\text{бал}}}}$ при $\alpha = 4^\circ$, построенная по результатам испытаний маломасштабной модели самолета № 2 с приставными имитаторами турбовинтовых двигателей при неотклоненном руле высоты путем прибавления к экспериментально полученному коэффициенту $\Delta C_{y_{\delta_B=0}}$ коэффициента $\Delta C_{y_{\delta_B=\delta_{\text{бал}}}}$, рассчитанного по формуле (16).

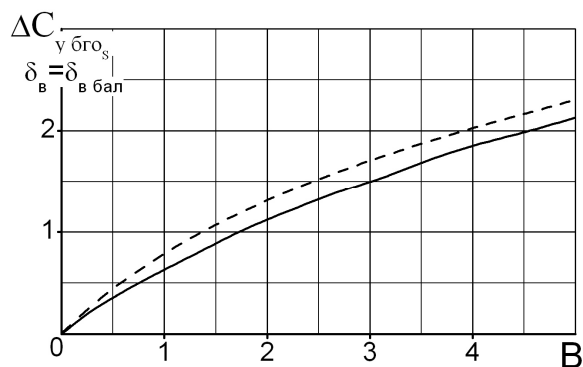


Рис. 11. Самолет № 2. Зависимость $\Delta C_{y_{\delta_{\text{го}} \delta_B = \delta_{\text{бал}}}} = f(B)$:

$$\delta_3 = 21-40-60^\circ; \alpha = -\varphi_{\text{дв}} = 4^\circ$$

— по результатам летных испытаний самолета;
- - - по результатам испытаний маломасштабной модели самолета

Видно, что результаты испытаний маломасштабной модели самолета № 2 превышают результаты летных испытаний этого самолета, однако это превышение незначительно.

1.3. Сила лобового сопротивления

Формула для расчета коэффициента результирующей силы, представляющей собой сумму проекций всех сил, действующих на турбовинтовой самолет, на скоростную ось ОХ, при малых значениях коэффициента В и умеренных значениях угла отклонения однозвенных щелевых закрылков представлена в работе [2]:

$$C_{R_x} = C_{P_x} - C_{x_{\delta_{\text{го}} \delta_B}} - C_{x_{\text{го}} \delta_B}, \quad (18)$$

где

$$C_{P_x} = \frac{P \cdot \cos(\alpha + \varphi_{\text{дв}})}{\rho \frac{V^2}{2} \cdot S_{\text{кр}}}; \quad (19)$$

$$C_{x_{\delta_{\text{го}} \delta_B}} = C_{x_{\delta_{\text{го}} \delta_B} C_{y_{\delta_{\text{го}} \delta_B} = 0}} + \frac{\partial C_{x_{\delta_{\text{го}} \delta_B}}}{\partial C_{y_{\delta_{\text{го}} \delta_B} = 0}^2} C_{y_{\delta_{\text{го}} \delta_B} = 0}^2; \quad (20)$$

$$C_{x_{\text{го}} \delta_B} \approx C_{x_{\text{го}}} \cdot \quad (21)$$

На основе анализа имеющихся экспериментальных данных при больших значениях коэффициента В и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков для расчета коэффициента $C_{x_{\delta_{\text{го}} \delta_B} C_{y_{\delta_{\text{го}} \delta_B} = 0}}$ будем применять формулу

$$C_{x_{\delta_{\text{го}} \delta_B} C_{y_{\delta_{\text{го}} \delta_B} = 0}} = C_{x_{\delta_{\text{го}} \delta_B} C_{y_{\delta_{\text{го}} \delta_B} = 0}} \left(1 + \bar{S}_{\text{кр}} \cdot B\right), \quad (22)$$

полученную упрощением формулы, приведенной в работе [2].

Значения коэффициентов $C_{x_{\delta_{\text{го}} \delta_B} C_{y_{\delta_{\text{го}} \delta_B} = 0}}$ и $C_{x_{\text{го}}}$ будем полагать известными. Формула для расчета коэффициента C_{P_x} не требует апробации. Задача заключается в апробации формулы для расчета коэффициента $C_{x_{\delta_{\text{го}} \delta_B}}$.

На рис. 12 и 13 показаны результаты расчета коэффициента $C_{x_{\delta_{\text{го}} \delta_B}}$ крупномасштабной модели самолета № 1.

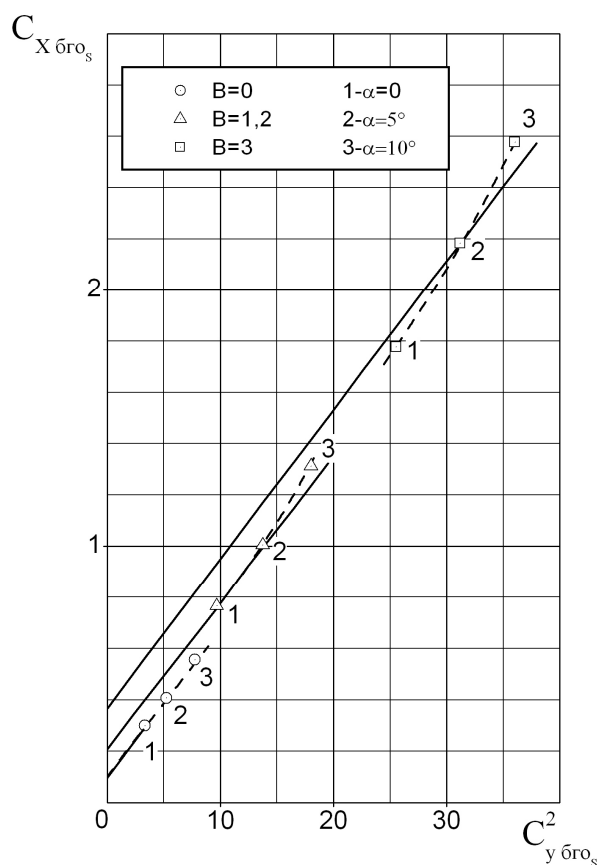


Рис. 12. Модель самолета № 1. Зависимость

$$C_{x_{\delta_{\text{го}} \delta_B}} = f\left(C_{y_{\delta_{\text{го}} \delta_B} = 0}^2\right); \delta_3 = 30-60^\circ;$$

— расчет;
- - - эксперимент

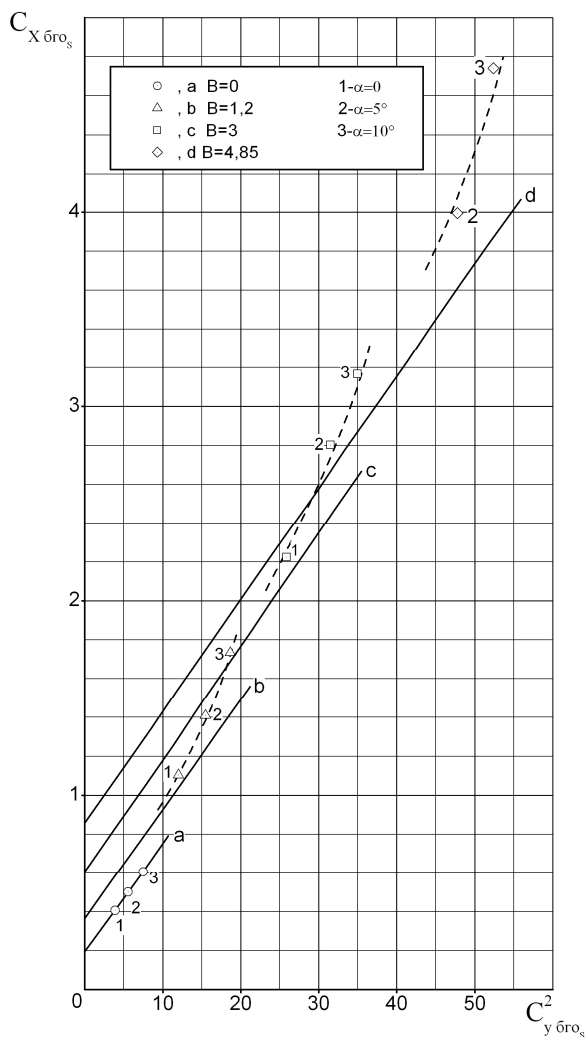


Рис. 13. Модель самолета № 1. Зависимость

$$C_{x_{бго_s}} = f\left(C_{y_{бго_s}}^2\right); \delta_3 = 40-80^\circ;$$

— расчет;

- - - эксперимент

На этих же рисунках показаны зависимости коэффициента $C_{x_{бго_s}}$, рассчитанные с использованием экспериментальных значений коэффициентов C_{P_x} и $C_{R_{x_{бго}}}$ из [4] по формуле

$$C_{x_{бго_s}} = C_{P_x} - C_{R_{x_{бго}}} \quad (23)$$

Видно, что результаты расчета удовлетворительно согласуются с результатами эксперимента при $\delta_3 = 30-60^\circ$ и несколько отличаются от результатов эксперимента при $\delta_3 = 40-80^\circ$.

Таким образом, апробацию формулы (20) нельзя признать вполне удовлетворительной.

Попытаемся оценить приемлемость формулы

(20) для расчета коэффициента $C_{x_{бго_s}}$ в области больших значений коэффициента B и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков, используя результаты летных испытаний самолета №2.

Аэродинамическая компоновка механизированного крыла самолета № 2 при $\delta_3 = 21-40-60^\circ$ обеспечивает поворот струи воздушных винтов закрылками на угол $\theta_{3_{эф}} = 25^\circ$. У крупномасштабной модели самолета № 1 в конфигурации $\delta_3 = 30-60^\circ$ эффективный угол поворота струй воздушных винтов закрылками составляет $\theta_{3_{эф}} = 36^\circ$ и при таком значении угла $\theta_{3_{эф}}$ результаты расчета коэффициента $C_{x_{бго_s}}$ модели самолета № 1 по формуле (20) хорошо согласуются с результатами эксперимента (рис. 12).

В летных испытаниях силу лобового сопротивления самолета при известной тяге двигателей можно оценить, анализируя зависимости угла наклона траектории полета θ от скорости полета V при нескольких режимах работы двигателей. Апробацию формулы (20) попытаемся выполнить, сравнивая значения критерия устойчивости длиннопериодического движения самолета $\frac{d\theta}{dV}$, полученные путем графического дифференцирования экспериментальных зависимостей $\theta = f(V, \alpha_{руд})$, со значениями этого критерия, полученными расчетом для тех же условий летных испытаний. Если принять, что в области больших значений коэффициента B и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков сохраняет силу формула (20), то для расчета критерия $\frac{d\theta}{dV}$ можно использовать формулу, полученную в работе [7]:

$$\frac{d\theta}{dV} = -\frac{\rho V S_{кр}}{G} \left\{ C_{x_{бго}} C_{y_{бго}=0} - \frac{\partial C_{x_{бго}}}{\partial C_{y_{бго}}^2} \cdot C_{y_{бго}}^2 \right\} < 0. \quad (24)$$

Результаты расчета, выполненные с помощью формулы (24) по методике, изложенной в [7], показаны на рис. 14.

Из этого рисунка следует, что при выдерживании заданного угла наклона траектории полета длиннопериодическое движение самолета № 2 в конфигурации $\delta_3 = 21-40-60^\circ$ неустойчиво во всем

допустимым в эксплуатации диапазоне углов атаки и режимов работы двигателей. Такой вывод согласуется с оценками летчиков, выполнявших летные испытания самолета № 2. Следовательно, формулы (20) и (24) могут быть использованы в области больших значений коэффициента B и угла отклонения закрылков δ_3 лишь для решения вопроса о том, является ли длиннопериодическое движение самолета устойчивым или неустойчивым.

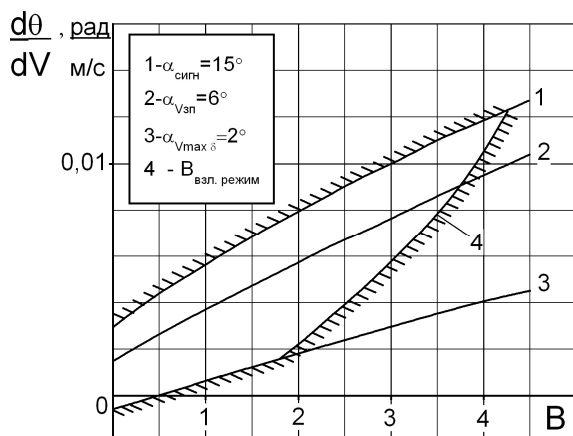


Рис. 14. Самолет № 2. Зависимость $\frac{d\theta}{dV} = f(B)$:
 $\delta_3 = 21-40-60^\circ$; $G/S=510 \text{ кг/м}^2$; $H=0$;

Так как продольное длиннопериодическое движение самолета № 2 при выдерживании заданного угла наклона траектории полета неустойчиво, то выдержать в летных испытаниях установившиеся режимы с постоянными значениями угла наклона траектории полета θ , скорости полета V и положения рычага управления двигателями $\alpha_{руд}$ оказалось невозможным. По этой причине при построении зависимостей $\theta = f(V)$ для различных режимов работы двигателей был получен неприемлемо большой разброс экспериментальных точек. В итоге апробация формулы (20) для расчета коэффициента $C_{x_{бгоs}}$ путем сравнения результатов расчета критерия $\frac{d\theta}{dV}$ по формуле (24) с результатами определения этого критерия по зависимостям $\theta = f(V, \alpha_{руд})$, полученным при летных испытаниях самолета № 2, оказалась невыполнимой. Необходимо отметить, что требования к величине критерия $\frac{d\theta}{dV}$ в нормах летной годности отсутствуют, поэтому можно ограничиться использованием формул (20) и (24) для решения вопроса о том, является ли длиннопериодическое

движение самолета устойчивым или неустойчивым. Если на этапе расчетов установлено, что продольное длиннопериодическое движение проектируемого самолета неустойчиво, то оценку приемлемости полученной степени неустойчивости должны дать летчики путем выполнения испытаний на исследовательско-пилотажном стенде. Они же могут выбрать, при необходимости, алгоритм работы автомата тяги, обеспечивающий положительные пилотажные оценки летчиков. В качестве начального значения частной производной тяги двигателей по скорости полета, фигурирующей в алгоритме работы автомата тяги, можно рекомендовать значение производной $P_{двиг}^V$, обеспечивающее выполнение неравенства

$$\frac{P_{двиг}^V}{G} - \frac{\rho V S_{кр}}{G} \left(C_{x_{бго}} C_{y_{бго}=0} - \frac{\partial C_{x_{бго}}}{\partial C_{y_{бго}}^2} \cdot C_{y_{бго}}^2 \right) < 0. \quad (25)$$

2. Степень продольной статической устойчивости

2.1. Степень продольной статической устойчивости по перегрузке

Формула для расчета степени продольной статической устойчивости турбовинтового самолета по перегрузке имеет вид [1]

$$\sigma_n = m_{R_z}^{C_{R_y}} + \Delta\sigma_n, \quad (26)$$

где

$$\Delta\sigma_n \approx -57,3^\circ C_{y_{го}}^{\alpha_{го}} \cdot \bar{S}_{го} \cdot \bar{L}_{го}^2 \frac{\rho g b_A S_{кр}}{2G}. \quad (27)$$

Получим формулу для расчета производной $m_{R_z}^{C_{R_y}}$ при больших значениях коэффициента B и больших значениях угла отклонения многозвенных целевых закрылков. Вначале получим формулу для частной производной $m_{R_z}^\alpha$. Для этого продифференцируем (10) по углу атаки α . Приняв, что частная производная $m_{R_z}^\alpha$ при $B=0$ выражается формулой [1]

$$m_{z_{бго}}^\alpha = \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F\alpha_{кр}} \right) \cdot C_{y_{бго\delta_3=0}}^\alpha, \quad (28)$$

где $\bar{X}_{F_{\alpha_{кр}}} \approx \bar{X}_{F_{\alpha_{крs}}}$, после преобразований получим

$$m_{R_z}^{\alpha} = m_{N_z}^{\alpha} + \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\delta_{3s}}} \right) \cdot \left(C_{y_{\delta_{3=0}}}^{\alpha} + \Delta C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}^{\alpha} - C_{P_y}^{\alpha} - C_{N_y}^{\alpha} \right) + \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\delta_{3s}}} \right) \times \left(\Delta C_{R_{y_{\delta_{3 \neq 0}}}}^{\alpha} - \Delta C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}^{\alpha} \right) + m_{Z_{ст}}^{\varphi} \left(1 - \varepsilon^{C_{y_{\delta_{3=0}}}} \cdot C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}^{\alpha} \right). \quad (29)$$

Формула для частной производной коэффициента результирующего момента тангажа самолета по коэффициенту его результирующей подъемной силы имеет следующий вид:

$$m_{R_z}^{C_{R_y}} = \frac{m_{R_z}^{\alpha}}{C_{R_y}^{\alpha}}. \quad (30)$$

При больших значениях коэффициента В и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков можно принять

$$C_{R_y}^{\alpha} = C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}^{\alpha}. \quad (31)$$

Получим формулу для расчета частной производной $C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}^{\alpha}$. Для этого продифференцируем по α выражение для $C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}$ (1), в котором коэффициент $\Delta C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}$ описывается формулой (3).

Для выполнения операции дифференцирования представим графическую зависимость $\Delta C_y^{\alpha} = f(C_{\mu})$ [3] следующей аналитической зависимостью

$$\Delta C_y^{\alpha} = 2,5C_{\mu} - 0,18C_{\mu}^2. \quad (32)$$

При нахождении частной производной $C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}^{\alpha}$ требуется определить производную синуса суммы углов $\theta_{3\text{эф}}$ и α по углу атаки α . Так как

$$\sin(\theta_{3\text{эф}} + \alpha) = \sin \theta_{3\text{эф}} \cdot \cos \alpha + \cos \theta_{3\text{эф}} \cdot \sin \alpha,$$

а угол $\theta_{3\text{эф}}$ есть величина постоянная, то

$$\frac{d}{d\alpha} [\sin(\theta_{3\text{эф}} + \alpha)] = \cos \theta_{3\text{эф}} \cdot \cos \alpha - \sin \theta_{3\text{эф}} \cdot \sin \alpha.$$

В диапазоне $\theta_{3\text{эф}} = 0 \dots 30^\circ$ и $\alpha = 0 \dots 10^\circ$ можно принять

$$\frac{d}{d\alpha} [\sin(\theta_{3\text{эф}} + \alpha)] \approx \cos \theta_{3\text{эф}} \cdot \cos \alpha. \quad (33)$$

Дифференцируя (1) по α (в градусах) с учетом (3), (32) и (33), получим следующую формулу для частной производной $C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}^{\alpha}$:

$$C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}^{\alpha} = C_{y_{\delta_{3=0}}}^{\alpha} + \frac{C_{\mu}}{57,3^\circ} \left[K_{\lambda, c, \ell_s} \times (2,5 - 0,18C_{\mu}) + \cos \theta_{3\text{эф}} \cdot \cos \alpha (1 - K_{\lambda, c, \ell_s}) \right] + C_{N_y}^{\alpha}. \quad (34)$$

Результаты расчета зависимости

$C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}^{\alpha} = f(B)$, выполненные по формуле (34) для самолета № 2, показаны на рис. 15. Из этого рисунка следует, что градиент увеличения производной $C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}^{\alpha}$ уменьшается с ростом коэффициента В, что, как следует из (30) и (31), существенно влияет на характер изменения производной $m_{R_z}^{C_{R_y}}$ по коэффициенту В.

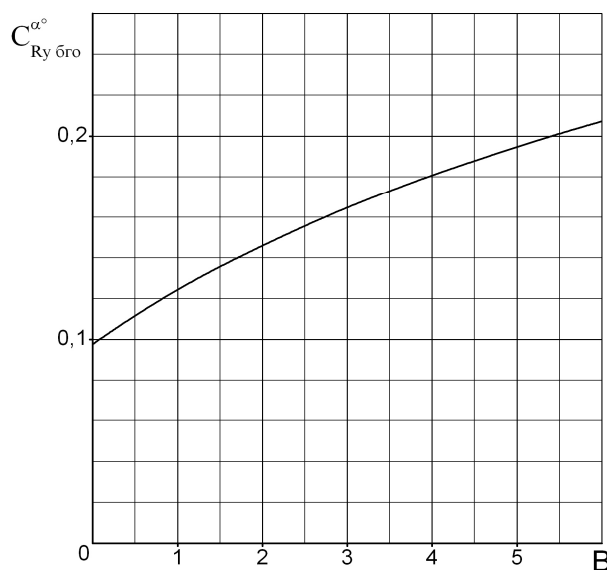


Рис. 15. Самолет № 2. Зависимость $C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}^{\alpha} = f(B)$:

$$\delta_3 = 21-40-60^\circ; \alpha = 5^\circ$$

Формулу (30) с учетом формул (29), (31) и (34) можно привести к следующему виду:

$$m_{R_z}^{C_{R_y}} \approx m_{N_z}^{C_{R_y}} + m_{Z_{\delta_{3=0}}}^{C_{R_y}} + \Delta m_{Z_{\delta_{3 \neq 0}}}^{C_{R_y}} + m_{Z_{\delta_{3=0}}}^{C_{R_y}}, \quad (35)$$

где

$$m_{N_z}^{C_{Ry}} = \frac{m_{N_z}^{\alpha}}{C_{Ry\delta_{го}}^{\alpha}}; \quad (36)$$

$$m_{z_{гоs} \delta_3=0}^{C_{Ry}} = \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F\alpha_{кps}} \right) \times \frac{C_{y\delta_{го\delta_3=0}}^{\alpha} + \Delta C_{Ry\delta_{го\delta_3=0}}^{\alpha} - C_{P_y}^{\alpha} - C_{N_y}^{\alpha}}{C_{Ry\delta_{го}}^{\alpha}}; \quad (37)$$

$$\Delta m_{z_{гоs} \delta_3 \neq 0}^{C_{Ry}} = \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F\delta_3} \right) \times \frac{\Delta C_{Ry\delta_{го\delta_3 \neq 0}}^{\alpha} - \Delta C_{Ry\delta_{го\delta_3=0}}^{\alpha}}{C_{Ry\delta_{го}}^{\alpha}}; \quad (38)$$

$$m_{z_{гоs}}^{C_{Ry}} = m_{z_{ст}}^{\varphi} \left(\frac{1}{C_{Ry\delta_{го}}^{\alpha}} - \varepsilon^{C_{y\delta_{го}}} \right). \quad (39)$$

На рис. 16 показана зависимость производной $m_{R_z}^{C_{Ry}}$ от коэффициента В, рассчитанная по формуле (35) для самолета № 2 в конфигурации $\delta_3 = 21-40-60^\circ$ при $\bar{X}_T = 0,19$.

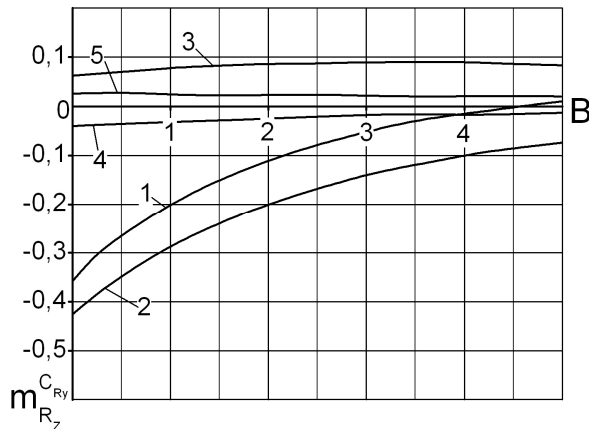


Рис. 16. Самолет № 2. Зависимости $m_{R_z}^{C_{Ry}}$ и ее составляющих от коэффициента В: $\delta_3 = 21-40-60^\circ$; $\bar{X}_T = 0,19$; 1- $m_{R_z}^{C_{Ry}}$; 2- $m_{z_{гоs}}^{C_{Ry}}$; 3- $m_{N_z}^{C_{Ry}}$;

$$4- \Delta m_{z_{гоs} \delta_3 \neq 0}^{C_{Ry}}; 5- m_{z_{гоs} \delta_3=0}^{C_{Ry}}$$

На этом же рисунке показаны составляющие (36)...(39), входящие в формулу (35). Из рисунка 16 следует, что при малых ($B < 1$) и средних ($B = 1 \dots 3$) значениях коэффициента В основную роль играет слагаемое (39), определяющее вклад горизонтально-го оперения в создание продольной статической ус-

тойчивости самолета. Вследствие того, что величина частной производной $C_{Ry\delta_{го}}^{\alpha}$ с ростом коэффициента В возрастает нелинейно, то и вклад горизонтального оперения в создание продольной статической устойчивости самолета снижается нелинейно. Благодаря такому нелинейному снижению горизонтальное оперение продолжает вносить вклад в создание продольной статической устойчивости турбовинтового самолета до больших значений коэффициента В.

Апробацию формулы (26) выполним, сравнив результаты определения степени продольной статической устойчивости по перегрузке самолета № 2 в летных испытаниях с результатами расчета по формуле (26) в условиях этих летных испытаний.

На рис. 17 показаны точки, полученные расчетом по формуле

$$\sigma_n = -\frac{1}{C_{y_{г.л}}} m_{z_{г.л}}^{\delta_B} \cdot \delta_B^{n_y}. \quad (40)$$

В расчете по формуле (40) значения производной $\delta_B^{n_y}$ определялись по балансировочным кривым $\delta_B = f(n_y)$, полученным при летных испытаниях самолета № 2 в конфигурации $\delta_3 = 21-40-60^\circ$ с центровкой $\bar{X}_T = 0,29$ при двух режимах работы двигателей. На этом же рисунке показаны зависимости $m_{R_z}^{C_{Ry}}$, σ_n , $\Delta \sigma_n = f(B)$, рассчитанные по формулам (35), (26) и (27). Видно, что результаты расчета степени продольной статической устойчивости по перегрузке σ_n близки к результатам летных испытаний.

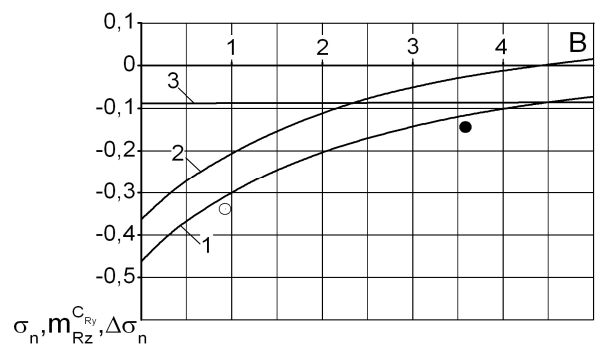


Рис. 17. Самолет № 2. Зависимости σ_n , $m_{R_z}^{C_{Ry}}$,

$$\Delta \sigma_n = f(B): \delta_3 = 21-40-60^\circ; \bar{X}_T = 0,29;$$

$$\text{— расчет; 1- } \sigma_n; 2- m_{R_z}^{C_{Ry}}; 3- \Delta \sigma_n;$$

$$\circ \bullet \sigma_n \text{ - летные испытания;}$$

$$\circ \alpha_{руд} = 49^\circ; \bullet \alpha_{руд} = 101^\circ$$

2.2. Степень продольной статической устойчивости по скорости полета

Формула для расчета степени продольной статической устойчивости турбовинтового самолета по скорости полета имеет вид [1]

$$\sigma_V = m_{R_z}^{C_{R_y}} + \Delta\sigma_V, \quad (41)$$

где

$$\Delta\sigma_V = m_{R_z}^B \frac{S_{кр} \cdot P_B}{G \cdot F_B}. \quad (42)$$

Получим формулу для расчета частной производной $m_{R_z}^B$ при больших значениях коэффициента B и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков. Для этого продифференцируем (10) по коэффициенту B , используя (12) и, учитывая, что эффективность руля высоты не зависит от коэффициента B ($K_s = 1$), а слагаемыми $m_{N_z}^B$ и

$$\left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\alpha_{крs}}} \right) \left(\Delta C_{R_{y \delta_3=0}}^{\alpha} - C_{P_y}^{\alpha} - C_{N_y}^{\alpha} \right) \quad \text{можно}$$

пренебречь, получим

$$\begin{aligned} m_{R_z}^B &= m_{P_z}^B + \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\delta_3s}} \right) \times \\ &\times \left(\Delta C_{R_{y \delta_3 \neq 0}}^B - \Delta C_{R_{y \delta_3=0}}^B \right) - \\ &- m_z^{\varphi_{ст}} \cdot \varepsilon^{C_{y \delta_3=0}} \cdot C_{R_{y \delta_3=0}}^B. \end{aligned} \quad (43)$$

При больших значениях коэффициента B и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков величиной производной $\Delta C_{R_{y \delta_3 \neq 0}}^B$ можно пренебречь по сравнению с

величиной производной $\Delta C_{R_{y \delta_3 \neq 0}}^B$. Тогда, учитывая,

что $C_{R_{y \delta_3 \neq 0}}^B = \Delta C_{R_{y \delta_3 \neq 0}}^B$, получим

$$\begin{aligned} m_{R_z \delta_3 \neq 0}^B &\approx m_{P_z}^B + \Delta C_{R_{y \delta_3 \neq 0}}^B \times \\ &\times \left[\left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\delta_3s}} \right) - m_z^{\varphi_{ст}} \cdot \varepsilon^{C_{y \delta_3=0}} \right]. \end{aligned} \quad (44)$$

Подставив (44) в (42), получим приближенную формулу для расчета коэффициента $\Delta\sigma_V$ при больших значениях коэффициента B и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков:

$$\begin{aligned} \Delta\sigma_V &= \left\{ m_{P_z}^B + \Delta C_{R_{y \delta_3 \neq 0}}^B \left[\left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\delta_3s}} \right) - \right. \right. \\ &\left. \left. - m_z^{\varphi_{ст}} \cdot \varepsilon^{C_{y \delta_3=0}} \right] \right\} \frac{S_{кр} \cdot P_B}{G \cdot F_B}. \end{aligned} \quad (45)$$

Получим формулу для расчета частной производной $\Delta C_{R_{y \delta_3 \neq 0}}^B$ при больших значениях коэф-

фициента B и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков. Для этого зависимость $\Delta C_y^{\delta_3} = f(C_{\mu})$ (рис. 3) представим следующей формулой, работающей в диапазоне изменения коэффициента C_{μ} от 0 до 4:

$$\Delta C_y^{\delta_3} = 2,85 C_{\mu} - 0,325 C_{\mu}^2. \quad (46)$$

Так как

$$\Delta C_{R_{y \delta_3 \neq 0}}^B = \Delta C_{R_{y \delta_3 \neq 0}}^{C_{\mu}} \cdot C_{\mu}^B, \quad (47)$$

где

$$C_{\mu}^B = K_{\theta} \cdot \frac{iF_B}{S_{крs}}, \quad (48)$$

то, продифференцировав выражение (3) по C_{μ} с учетом (32) и (46) и подставив его в (47), получим:

$$\begin{aligned} \Delta C_{R_{y \delta_3 \neq 0}}^B &= C_{\mu}^B \left\{ \left[(2,85 - 0,325 C_{\mu}) \sin \theta_{3\phi} + \right. \right. \\ &+ (2,35 - 0,26 C_{\mu}) \frac{\alpha}{57,3^\circ} \left. \right] K_{\lambda, c, \ell_s} + \\ &+ \sin(\theta_{3\phi} + \alpha) (1 - K_{\lambda, c, \ell_s}) \left. \right\}. \end{aligned} \quad (49)$$

Таким образом, степень продольной статической устойчивости турбовинтового самолета по скорости полета при больших значениях коэффициента B и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков можно рассчитать по формуле (41), рассчитав коэффициент $m_{R_z \delta_3 \neq 0}^{C_{R_y}}$ по формуле (35), а коэффициент $\Delta\sigma_V$ по формуле (45) с использованием формулы (49).

Апробацию формулы (41) выполним, сравнив результаты определения степени продольной статической устойчивости σ_V самолета №2 в летных испытаниях с результатами расчета по формуле (41) для тех же условий летных испытаний.

На рис. 18 показаны точки, полученные расчетом по формуле

$$\sigma_V = \frac{V_i}{2C_{y_{г.п}}} m_z^{\delta_B} \frac{d\delta_B}{dV_i}. \quad (50)$$

В расчете по этой формуле значения производной $\frac{d\delta_B}{dV_i}$ определялись по балансировочным кривым $\delta_B = f(V_i)$, полученным в летных испытаниях самолета № 2 в конфигурации $\delta_3 = 21-40-60^\circ$ с центровкой $\bar{X}_T = 0,29$ при двух режимах работы двигателей (рис. 9). На этом же рисунке показаны характеристики $m_{R_z}^{C_{R_y}}$, σ_V и $\Delta\sigma_V$, рассчитанные для самолета № 2 по формулам (35), (41) и (45). Видно, что результаты расчета степени продольной статической устойчивости по скорости полета σ_V близки к результатам летных испытаний.

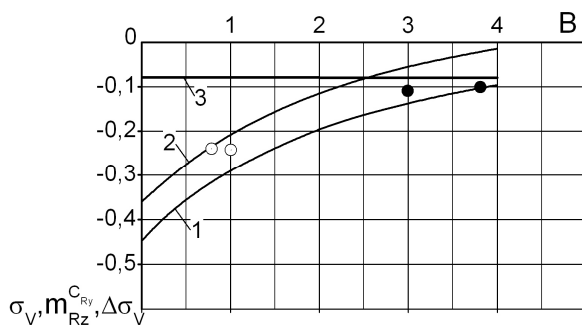


Рис. 18. Самолет № 2. Зависимости $\sigma_V, m_{R_z}^{C_{R_y}}, \Delta\sigma_V = f(B)$;

$\delta_3 = 21-40-60^\circ; \bar{X}_T = 0,29$;
 — расчет; 1- σ_V ; 2- $m_{R_z}^{C_{R_y}}$; 3- $\Delta\sigma_V$;
 ○ ● σ_V - летные испытания;
 ○ $\alpha_{руД} = 49^\circ$; ● $\alpha_{руД} = 101^\circ$

Обращает на себя внимание полученная расчетом слабая зависимость характеристики $\Delta\sigma_V$ от коэффициента В, что свидетельствует о доминирующей роли постоянного слагаемого

$$m_{P_z}^B = -\frac{iF_B}{S_{кр_s}} \frac{Y_B}{b_A}, \quad (51)$$

стоящего в фигурных скобках формулы (45). Доминирующая роль этого слагаемого объясняется тем, что у самолета № 2 величина $\left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\delta_3}}\right)$ близка к

величине $m_z^{\varphi_{ст}} \cdot \varepsilon^{C_{y_{бго}}}$, поэтому возрастание пикирующего момента от отклонения закрылков при увеличении коэффициента В компенсируется возрастанием кабрирующего момента от увеличения угла скоса потока при увеличении коэффициента В.

Выводы

1. Формулы [3] для расчета влияния обдува механизированного крыла струей воздушных винтов на подъемную силу и момент тангажа самолета применимы в области больших значений коэффициента В и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков при использовании уточненной по экспериментальным данным зависимости приращения производной коэффициента подъемной силы профиля крыла с реактивным закрылком по углу отклонения закрылка от коэффициента импульса струи воздушных винтов.

2. Формулу [2] для расчета влияния обдува механизированного крыла струей воздушных винтов на силу лобового сопротивления самолета можно использовать для решения вопроса о том, является ли устойчивым продольное длиннопериодическое движение турбовинтового самолета в области больших значений коэффициента В и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков.

3. Получены формулы, пригодные для расчета степени продольной статической устойчивости турбовинтового самолета по перегрузке и скорости полета в области больших значений коэффициента В и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков.

Литература

1. Пустовойтов, В.П. Теоретическое исследование влияния взаимного расположения горизонтального оперения и струй воздушных винтов на продольную статическую устойчивость турбовинтового регионального самолета-высокоплана [Текст] / В.П. Пустовойтов // *Аэродинамика: проблемы и перспективы: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского „ХАИ“*. – Вып. 2. – Х., 2006. – С. 142-160.
2. Пустовойтов, В.П. Влияние турбовинтовых двигателей на силу сопротивления самолета и статическую силовую устойчивость самолета по скорости полета [Текст] / В.П. Пустовойтов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 3(50). – С. 30-36.
3. Пустовойтов, В.П. Приближенный метод расчета влияния турбовинтовых двигателей на момент тангажа и подъемную силу самолета-высокоплана при больших значениях коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь [Текст] / В.П. Пустовойтов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 6(42). – С. 5-13

4. Page, V. Robert. *Large-scale wind-tunnel tests of a deflected slipstream STOL model with wings of various aspect ratios* [Text] / V. Robert Page, Stanley O. Dickinson, Wallace H. Deckert // *NASA technical note; D-4448*. – Washington, D.C.: National Aeronautics and Space Administration; Springfield, VA: For sale by the Clearinghouse for Federal Scientific and Technical Information, 1968. – 53 p.

5. Page, V. Robert. *Stability and control characteristics of a large-scale deflected slipstream STOL model with a wing of 5.7 aspect ratio* [Text] / V. Robert Page, Thomas N. Aiken // *NASA technical note; D-6393*. – Washington, D.C.: National Aeronautics and Space Administration, 1971. – 62 p.

6. Золотько, Е.М. Приближенный расчет дополнительной подъемной силы при обдувке крыла струей от винтов [Текст] // *Труды ЦАГИ*. – 1973. – Вып. 1452. – С. 12-26.

7. Пустовойтов, В.П. Устойчивость длинно-периодического движения турбовинтового регионального самолета при выдерживании летчиком заданного угла наклона траектории полета [Текст] / В.П. Пустовойтов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 5 (92). – С. 75–80.

Поступила в редакцию 26.12.2012, рассмотрена на редколлегии 13.03.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры В.В. Тюрев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского „ХАИ“, Харьков.

ПОЗДОВЖНІ АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ І ПОЗДОВЖНЯ СТАТИЧНА СТІЙКІСТЬ ТУРБОГВИНТОВОГО ЛІТАКА ПРИ ВЕЛИКИХ ЗНАЧЕННЯХ КОЕФІЦІЄНТА НАВАНТАЖЕННЯ НА ПЛОЩУ, ЩО ОМІТАЄТЬСЯ ПОВІТРЯНИМ ГВИНТОМ, І ВЕЛИКИХ ЗНАЧЕННЯХ КУТА ВІДХИЛЕННЯ БАГАТОЛАНКОВИХ ЩІЛИННИХ ЗАКРИЛКІВ

В.П. Пустовойтов

Викладається апробація формул для розрахунку впливу обдування механізованого крила струменем повітряних гвинтів на підймальну силу, момент тангажу і силу лобового опору турбогвинтового літака в області великих значень коефіцієнта навантаження на площу, що омітається повітряним гвинтом, і великих значень кута відхилення багатоланкових щілинних закрилків. Викладається виведення формул для розрахунку ступеня поздовжньої статичної стійкості по перевантаженню і розрахунку ступеня поздовжньої статичної стійкості по швидкості польоту у вказаній області режимів польоту і апробація цих формул.

Ключові слова: літак, турбогвинтовий двигун, навантаження на площу, що омітається повітряним гвинтом, кут відхилення багатоланкових щілинних закрилків, обдування механізованого крила струменем повітряних гвинтів, підймальна сила, момент тангажу, сила лобового опору, ступінь поздовжньої статичної стійкості.

LONGITUDINAL AERODYNAMIC CHARACTERISTICS AND STATIC LONGITUDINAL STABILITY OF TURBOPROP AIRCRAFT AT HIGH VALUES OF PROPELLER DISC LOADING COEFFICIENT AND HIGH VALUES OF MULTI-SEGMENT SLOTTED FLAP DEFLECTION ANGLE

V.P. Pustovoytov

The paper describes appraisal of the formulae used for analysis of the effect of propeller slipstream blowing of the wing equipped with high-lift devices on lift, pitching moment, and drag of a turboprop aircraft in the region of high values of propeller disc loading and high values of multi-segment slotted flap deflection angle. The paper describes the development of formulae for calculation of the degree of static longitudinal maneuvering stability and stability with speed in the said flight envelope, and presents the appraisal of the formulae.

Key words: aircraft, turboprop engine, propeller disc loading, multi-segment flap deflection angle, propeller slipstream blowing of wing equipped with high-lift devices, lift, pitching moment, drag force, degree of static longitudinal stability.

Пустовойтов Валентин Петрович – д-р техн. наук, ведущий конструктор, Государственное предприятие „АНТОНОВ“, Киев, Украина, e-mail: kudryavtsev@antonov.com