

УДК 629.735.33.015.017.3.025.035

В.П. ПУСТОВОЙТОВ

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

ВЛИЯНИЕ ТУРБОВИНТОВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА СИЛУ СОПРОТИВЛЕНИЯ САМОЛЕТА И СТАТИЧЕСКУЮ СИЛОВУЮ УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА ПО СКОРОСТИ ПОЛЕТА

Предложены приближенный метод расчета влияния турбовинтовых двигателей на силу аэродинамического сопротивления самолета и приближенный метод расчета критерия статической силовой устойчивости по скорости турбовинтового самолета. С помощью полученных формул выполнен анализ влияния различных факторов на аэродинамическое сопротивление и статическую силовую устойчивость турбовинтового самолета по скорости полета. Показано, что при достаточно больших значениях коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь, реализуемых при больших значениях угла отклонения закрылков, турбовинтовой самолет может потерять статическую силовую устойчивость по скорости, находясь в эксплуатационном диапазоне углов атаки. Требуемая степень статической силовой устойчивости по скорости может быть создана с помощью автомата тяги.

Ключевые слова: турбовинтовой самолет, влияние воздушных винтов, сила аэродинамического сопротивления, статическая силовая устойчивость самолета по скорости.

Введение

Турбовинтовые самолеты обычного взлета и посадки эксплуатируются уже много десятилетий, однако метод расчета влияния турбовинтовых двигателей на силу аэродинамического сопротивления самолета до сих пор отсутствует. В практике проектирования турбовинтовых самолетов это влияние обычно определяется по результатам испытаний модели проектируемого самолета с работающими воздушными винтами в аэродинамической трубе, а на ранних этапах проектирования – путем пересчета результатов испытаний модели близкого по аэродинамической компоновке самолета-аналога с работающими воздушными винтами на разницу в величине относительной площади крыла, обдуваемой воздушными винтами. Отсутствие формул, хотя бы приближенно описывающих указанное влияние, не позволяет выполнить анализ влияния различных факторов на изменение аэродинамического сопротивления самолета от обдувки его крыла воздушными винтами при отклоненных закрылках, а, следовательно, и на изменение статической силовой устойчивости самолета по скорости полета.

Постановка задачи

На основе анализа результатов испытаний моделей самолетов с работающими воздушными вин-

тами в аэродинамических трубах разработать приближенный метод расчета влияния турбовинтовых двигателей на силу сопротивления самолета и приближенный метод расчета критерия статической силовой устойчивости по скорости полета турбовинтового самолета, с помощью разработанных методов исследовать причины снижения степени статической силовой устойчивости турбовинтового самолета.

1. Сила сопротивления самолета

По аналогии с результирующей подъемной силой самолета R_y [1, 2] результирующую силу R_x , представляющую собой сумму проекций всех сил, действующих на самолет, на скоростную ось Ox , запишем следующим образом:

$$R_x = \left(C_{P_x} + C_{N_x} - C_{x_{\text{бгос}}} - C_{x_{\text{гос}}} \right) \cdot \rho \frac{V^2}{2} S_{\text{кр}} \cdot (1)$$

Здесь C_{P_x} и C_{N_x} – проекции соответственно коэффициента силы тяги воздушных винтов P и коэффициента поперечной силы воздушных винтов N на ось Ox скоростной системы координат; $C_{x_{\text{бгос}}}$ – коэффициент силы аэродинамического сопротивления самолета без горизонтального оперения с учетом обдувки его крыла струями воздушных винтов; $C_{x_{\text{гос}}}$ – коэффициент силы аэродина-

мического сопротивления горизонтального оперения самолета с учетом влияния струй воздушных винтов (отнесенный к площади крыла самолета).

Обычно влияние струй воздушных винтов на силу аэродинамического сопротивления горизонтального оперения самолета невелико, а проекция поперечной силы воздушных винтов на скоростную ось OX пренебрежимо мала. Тогда

$$C_{x_{го_с}} \approx C_{x_{го}},$$

$$C_{N_x} \approx 0$$

и можно записать

$$R_x = (C_{P_x} - C_{x_{бго_с}} - C_{x_{го}}) \cdot \rho \frac{V^2}{2} S_{кр}. \quad (2)$$

Так как

$$C_{P_x} = \frac{P \cdot \cos(\alpha + \phi_{дв})}{\rho \frac{V^2}{2} S_{кр}}, \quad (3)$$

то

$$R_x = P \cdot \cos(\alpha + \phi_{дв}) - Q, \quad (4)$$

где

$$Q = (C_{x_{бго_с}} + C_{x_{го}}) \cdot \rho \frac{V^2}{2} S_{кр}. \quad (5)$$

Значения коэффициента $C_{x_{го}}$ можно определить по результатам испытаний модели проектируемого самолета без воздушных винтов в аэродинамической трубе. Задача заключается в получении формулы для коэффициента $C_{x_{бго_с}}$. Получим ее на основе анализа результатов испытаний моделей самолетов с работающими воздушными винтами в аэродинамических трубах.

На рис. 1 показаны зависимости коэффициента силы аэродинамического сопротивления двухмоторного самолета Ан-26 без горизонтального оперения от квадрата коэффициента аэродинамической подъемной силы этого самолета без горизонтального оперения, построенные по результатам испытаний модели этого самолета с работающими воздушными винтами в большой аэродинамической трубе.

На рис. 2, 3 и 4 показаны аналогичные зависимости, построенные по результатам испытаний четырехмоторного самолета Ан-22 с работающими воздушными винтами в большой аэродинамической трубе, модели двухмоторного самолета Ан-140 с работающими воздушными винтами в аэродинамической трубе АТ-1 АНТК им. О.К. Антонова и модели четырехмоторного самолета короткого взлета и посадки с работающими воздушными винтами в большой аэродинамической трубе. При построении указанных зависимостей рассматривался диапазон углов атаки α , соответствующий линейному участ-

ку зависимости $C_{y_{бго_с}} = f(\alpha)$, т.е. безотрывному обтеканию крыла.

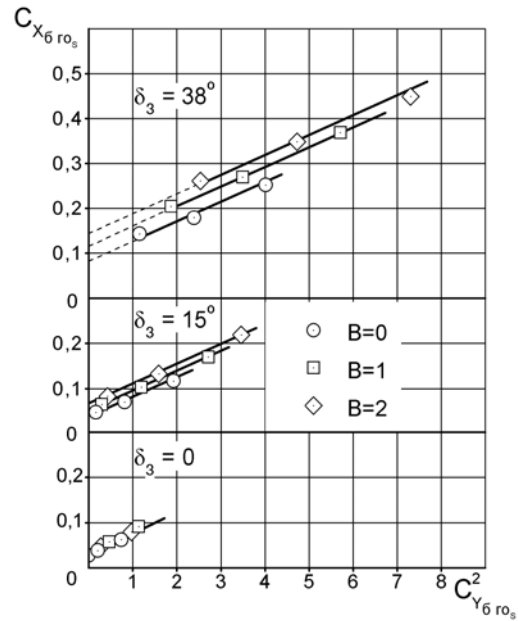


Рис. 1. Самолет Ан-26. Зависимости коэффициента сопротивления самолета без горизонтального оперения от квадрата коэффициента подъемной силы самолета без горизонтального оперения при различных значениях коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь и различных значениях угла отклонения закрылков

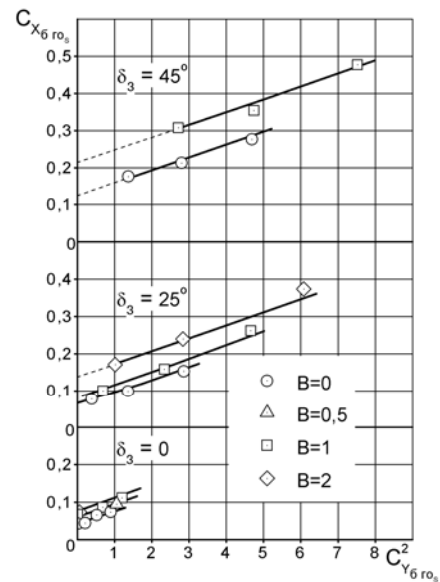


Рис. 2. Самолет Ан-22. Зависимости коэффициента сопротивления самолета без горизонтального оперения от квадрата коэффициента подъемной силы самолета без горизонтального оперения при различных значениях коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь и различных значениях угла отклонения закрылков

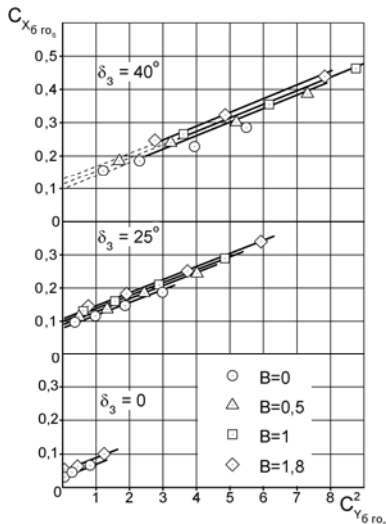


Рис. 3. Самолет Ан-140. Зависимости коэффициента сопротивления самолета без горизонтального оперения от квадрата коэффициента подъемной силы самолета без горизонтального оперения при различных значениях коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь и различных значениях угла отклонения закрылков

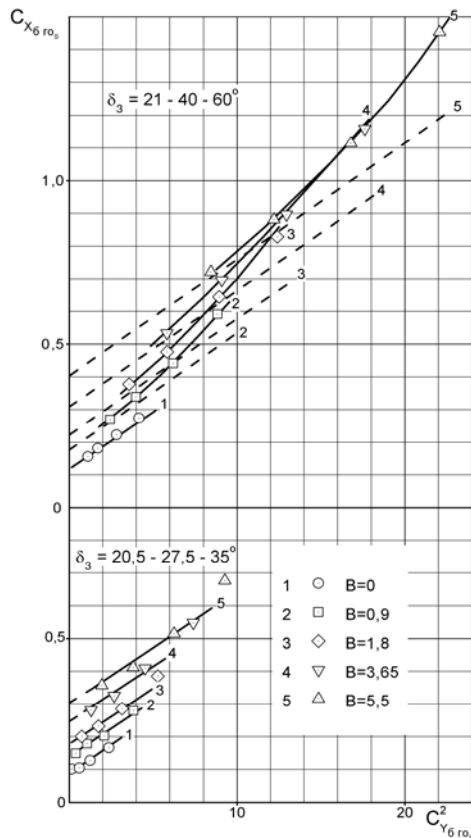


Рис. 4. Четырехмоторный СКВП. Зависимости коэффициента сопротивления самолета без горизонтального оперения от квадрата коэффициента подъемной силы самолета без горизонтального оперения при различных значениях коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь и различных значениях угла отклонения закрылков: — — — расчет; — эксперимент

Из приведенных рисунков следует, что при рассмотренных углах отклонения закрылков, характерных для турбовинтовых самолетов обычного взлета и посадки, зависимости $C_{x_{бгос}} = f(C_{y_{бгос}}^2)$ близки к линейным и могут быть приближенно описаны формулой

$$C_{x_{бгос}} = C_{x_{бгос}}(C_{y_{бгос}} = 0) + \frac{\partial C_{x_{бгос}}}{\partial C_{y_{бгос}}^2} C_{y_{бгос}}^2, \quad (6)$$

где $C_{x_{бгос}}(C_{y_{бгос}} = 0)$ – коэффициент силы аэродинамического сопротивления самолета без горизонтального оперения с учетом влияния струй воздушных винтов при $C_{y_{бгос}} = 0$; $\frac{\partial C_{x_{бгос}}}{\partial C_{y_{бгос}}^2}$ – угол наклона

зависимости $C_{x_{бгос}} = f(C_{y_{бгос}}^2)$ при отсутствии влияния струй воздушных винтов (может быть определен по результатам испытаний модели проектируемого самолета без воздушных винтов в аэродинамической трубе); $C_{y_{бгос}}$ – коэффициент подъемной силы самолета без горизонтального оперения с учетом влияния струй воздушных винтов.

Из рис. 4 следует, что при большом угле отклонения закрылков, характерном для самолетов короткого взлета и посадки ($\delta_3 = 21-40-60^\circ$), зависимость $C_{x_{бгос}} = f(C_{y_{бгос}}^2)$ отличается от линейной, поэтому формула (6) может быть использована лишь для весьма приближенных расчетных оценок.

Из рис. 1...4 следует также, что для зависимости коэффициента $C_{x_{бгос}}(C_{y_{бгос}} = 0)$ от коэффициента B может быть предложена формула

$$C_{x_{бгос}}(C_{y_{бгос}} = 0) = C_{x_{бгос}}(C_{y_{бгос}} = 0) + \Delta C_{x_{бгос}}(C_{y_{бгос}} = 0), \quad (7)$$

где

$$\Delta C_{x_{бгос}}(C_{y_{бгос}} = 0) = \left[C_{x_{кр}} C_{y_{кр}=0}(\delta_3 = 0) + \Delta C_{x_{бгос} C_{y_{бгос}=0}}(\delta_3) \right] \bar{S}_{крs} \cdot B. \quad (8)$$

Здесь $C_{x_{кр} C_{y_{кр}=0}}(\delta_3 = 0)$ – коэффициент силы аэродинамического сопротивления изолированного крыла самолета с убранными закрылками при

$$C_{y_{кр}} = 0 \text{ и } B = 0; \Delta C_{x_{бгос} C_{y_{бгос}=0}}(\delta_3) –$$

приращение коэффициента силы аэродинамического сопротивления самолета без горизонтального оперения от отклонения закрылков при $C_{y_{\delta_3}} = 0$ и

$V = 0$; $\bar{S}_{кр_3}$ – величина относительной площади крыла, обдуваемой струями воздушных винтов.

Результаты расчета коэффициента

$$\Delta C_{x_{\delta_3}} (C_{y_{\delta_3}} = 0)$$

по формуле (7) для турбовинтовых самолетов обычного взлета и посадки Ан-26 и Ан-22, а также для турбовинтового самолета короткого взлета и посадки показаны на рис. 5. На этом же рисунке показаны точки, полученные линейной экстраполяцией экспериментальных зависимостей $C_{x_{\delta_3}} = f(C_{y_{\delta_3}})$

(рис. 1, 2, 4) до значений $C_{y_{\delta_3}} = 0$. Видно, что

результаты расчета удовлетворительно согласуются с результатами, вытекающими из эксперимента.

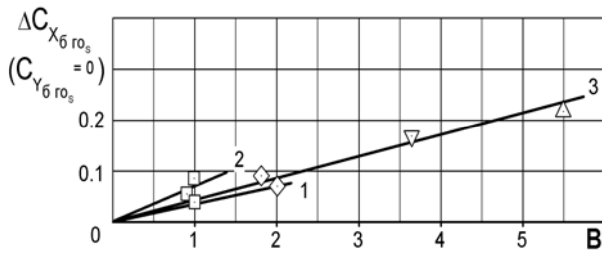


Рис. 5. Зависимости приращения коэффициента сопротивления самолета без горизонтального оперения при нулевом значении коэффициента подъемной силы самолета без горизонтального оперения от коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь:

- 1 – Ан-26 ($\delta_3 = 38^\circ$); 2 – Ан-22 ($\delta_3 = 45^\circ$);
- 3 – СКВП ($\delta_3 = 20,5-27,5-35^\circ$)

Корректность результатов расчета по формуле (6) в основном определяется корректностью расчета коэффициента $C_{y_{\delta_3}}$. В работе [1] показано, что корректный расчет обеспечивает формула

$$C_{y_{\delta_3}} = C_{y_{\delta_0}}(\alpha, \delta_3) + kV \left[C_{y_{\delta_0 \delta_3=0}}(\alpha) \cdot \bar{S}_{кр_3} + \Delta C_{y_{\delta_0}}(\delta_3) \cdot \frac{\bar{S}_{кр_{3s}}}{\bar{S}_{кр_3}} \right] \quad (9)$$

Тогда в итоге с учетом (9), (8) и (7) формулу (6) можно преобразовать к виду

$$C_{x_{\delta_3}} = C_{x_{\delta_0}}(C_{y_{\delta_0}} = 0) + [C_{x_{кр} C_{y_{кр}} = 0}(\delta_3 = 0) + \Delta C_{x_{\delta_0} C_{y_{\delta_0}} = 0}(\delta_3)] \times \bar{S}_{кр_3} \cdot V + \frac{\partial C_{x_{\delta_0}}}{\partial C_{y_{\delta_0}}^2} \times \left\{ C_{y_{\delta_0}}(\alpha, \delta_3) + kV \times [C_{y_{\delta_0 \delta_3=0}}(\alpha) \cdot \bar{S}_{кр_3} + \Delta C_{y_{\delta_0}}(\delta_3) \cdot \frac{\bar{S}_{кр_{3s}}}{\bar{S}_{кр_3}}] \right\}^2 \quad (10)$$

2. Статическая силовая устойчивость самолета по скорости полета

Используем формулу (10) для анализа влияния турбовинтовых двигателей на статическую силовую устойчивость самолета по скорости полета.

Как известно [3], степень статической силовой устойчивости по скорости оказывает существенное влияние на обычную манеру пилотирования самолета по тангажу (управление с помощью руля высоты при неизменном положении рычага управления двигателем), особенно на режиме захода на посадку. Степень статической силовой устойчивости по скорости связана с критерием θ^V , упрощенное выражение для которого имеет вид

$$\theta^V = \frac{P^V \cos(\alpha + \phi_{дв}) - Q^V}{G}, \quad (11)$$

где P^V и Q^V – частные производные по скорости полета соответственно от располагаемой P и потребной Q тяги для режима установившегося горизонтального полета самолета; G – вес самолета.

Обычно хорошие пилотажные оценки получает самолет, у которого исключены так называемые „вторые“ режимы полета. Это условие выражается неравенством

$$\theta^V < 0. \quad (12)$$

Так как у турбовинтовых двигателей изменение тяги по скорости полета не является сильным, то в первом приближении можно принять

$$P^V \approx 0.$$

Тогда неравенство (12) примет вид

$$\theta^V = -\frac{Q^V}{G} < 0. \quad (13)$$

Так как для режимов захода на посадку

$$Q \approx C_{x_{\delta_3}} \frac{\rho V^2}{2} S_{кр}, \quad (14)$$

где коэффициент $C_{x_{бгос}}$ является функцией коэффициента B (см. формулу (10)), а коэффициент B в свою очередь является функцией скорости полета

$$B = \frac{2P}{F_b \rho V^2}, \quad (15)$$

то выражение для частной производной θ^V может быть записано следующим образом:

$$\theta^V = -\frac{\rho \frac{V^2}{2} \cdot S_{кр}}{G} \left(C_{x_{бгос}}^B \cdot B^V + \frac{2}{V} C_{x_{бгос}} \right). \quad (16)$$

Из (15) следует, что

$$B^V = -\frac{4P}{F_b \rho V^3}, \quad (17)$$

тогда

$$\theta^V = -\frac{\rho \frac{V^2}{2} \cdot S_{кр}}{G} \cdot \frac{2}{V} \left(C_{x_{бгос}} - C_{x_{бгос}}^B \cdot B \right). \quad (18)$$

Используя (10), после выполнения операции дифференцирования и ряда преобразований получим следующее выражение для разности

$$\begin{aligned} & C_{x_{бгос}} - C_{x_{бгос}}^B \cdot B = \\ & C_{x_{бгос}} - C_{x_{бгос}}^B \cdot B = \\ & = C_{x_{бгос}} (C_{y_{бгос}} = 0) + \frac{\partial C_{x_{бгос}}}{\partial C_{y_{бгос}}^2} \times \\ & \times \left[C_{y_{бгос} \delta_3 = 0}^2 (\alpha) \left(1 - \bar{S}_{кр_3s}^2 k^2 B^2 \right) + \right. \\ & + 2C_{y_{бгос} \delta_3 = 0} (\alpha) \cdot \Delta C_{y_{бгос}} (\delta_3) \times \\ & \times \left(1 - \bar{S}_{кр_3s} \frac{\bar{S}_{кр_3s}}{\bar{S}_{кр_3\phi}} k^2 B^2 \right) + \Delta C_{y_{бгос}}^2 (\delta_3) \times \\ & \left. \times \left(1 - \frac{\bar{S}_{кр_3s}^2}{\bar{S}_{кр_3\phi}^2} k^2 B^2 \right) \right]. \quad (19) \end{aligned}$$

Расчеты, выполненные для различных типов турбовинтовых самолетов АН, показали, что доминирующим слагаемым среди слагаемых, находящихся в квадратных скобках формулы (19), является слагаемое

$$\Delta C_{y_{бгос}}^2 (\delta_3) \left(1 - \frac{\bar{S}_{кр_3s}^2}{\bar{S}_{кр_3\phi}^2} k^2 B^2 \right).$$

Тогда можно записать

$$\begin{aligned} & C_{x_{бгос}} - C_{x_{бгос}}^B \cdot B = \\ & = C_{x_{бгос}} (C_{y_{бгос}} = 0) + \frac{\partial C_{x_{бгос}}}{\partial C_{y_{бгос}}^2} \times \\ & + \Delta C_{y_{бгос}}^2 (\delta_3) \times \left(1 - \frac{\bar{S}_{кр_3s}^2}{\bar{S}_{кр_3\phi}^2} k^2 B^2 \right). \quad (20) \end{aligned}$$

Подставляя (20) в формулу (18), окончательно получим

$$\begin{aligned} & \theta^V = -\frac{\rho \frac{V^2}{2} \cdot S_{кр}}{G} \cdot \frac{2}{V} \times \\ & \times \left[C_{x_{бгос}} (C_{y_{бгос}} = 0) + \frac{\partial C_{x_{бгос}}}{\partial C_{y_{бгос}}^2} \times \right. \\ & \left. \times \Delta C_{y_{бгос}}^2 (\delta_3) \times \left(1 - \frac{\bar{S}_{кр_3s}^2}{\bar{S}_{кр_3\phi}^2} k^2 B^2 \right) \right] \quad (21) \end{aligned}$$

Из формулы (21) следует, что при отсутствии влияния турбовинтовых двигателей ($B=0$) условие (12) всегда выполняется, если самолет находится на углах атаки, соответствующих линейному участку зависимости $C_{y_{бгос}} = f(\alpha)$, т.е. на режимах безотрывного обтекания крыла. Вместе с тем, из этой же формулы следует, что даже при безотрывном обтекании крыла турбовинтовой самолет может потерять статическую силовую устойчивость по скорости при достаточно больших значениях коэффициента B и достаточно больших значениях приращения коэффициента подъемной силы самолета без горизонтального оперения от угла отклонения закрылков $\Delta C_{y_{бгос}} (\delta_3)$. Это вызвано тем, что в области больших значений коэффициента B сила аэродинамического сопротивления самолета не уменьшается (или не увеличивается) пропорционально квадрату скорости полета, как это происходит в отсутствие обдувки, а увеличивается (или уменьшается) вследствие интенсивного роста коэффициента индуктивного сопротивления крыла по коэффициенту B , причем этот рост тем больше, чем больше угол отклонения закрылков. Физически это объясняется тем, что, например, с уменьшением скорости полета угол поворота вектора тяги воздушных винтов закрылками увеличивается, следовательно, проекция вектора тяги на скоростную ось OX , стабилизирующая скорость полета самолета, уменьшается.

На графиках 1, 2, и 3 рис. 6 показаны зависимости критерия θ^V от коэффициента В турбовинтовых самолетов обычного взлета и посадки Ан-26, Ан-22 и Ан-140 на режиме захода на посадку.

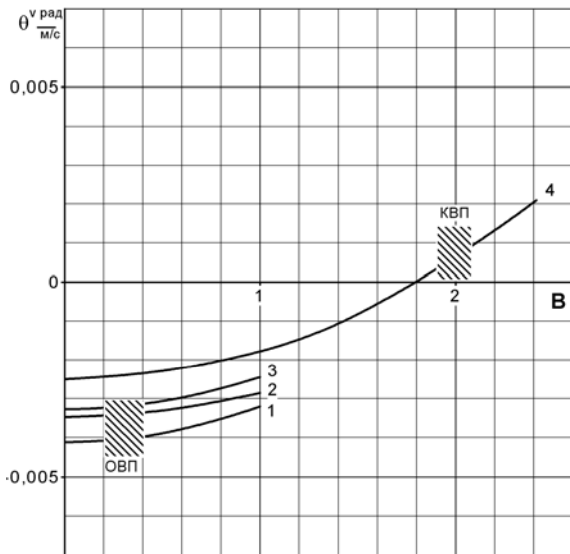


Рис. 6. Зависимости критерия статической силовой устойчивости самолета по скорости полета от коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь:
 1 – Ан-26 ($\delta_3 = 38^\circ$); 2 – Ан-140 ($\delta_3 = 40^\circ$);
 3 – Ан-22 ($\delta_3 = 45^\circ$); 4 – СКВП ($\delta_3 = 21\text{-}40\text{-}60^\circ$)

Из этих графиков следует, что в диапазоне значений коэффициента В, которые реализуются на режиме захода на посадку этих самолетов (заштрихованная зона ОВП), турбовинтовые самолеты обычного взлета и посадки обладают собственной статической силовой устойчивостью по скорости и не требуют применения автоматических систем улучшения устойчивости типа автомата тяги. На графике 4 рис. 6 показан результат расчета по формуле (21) зависимости $\theta^V = f(V)$ четырехмоторного турбовинтового самолета короткого взлета и посадки на режиме захода на посадку. В связи с тем, что у этого самолета зависимость $C_{x_{брос}} = f(C_{y_{брос}}^2)$ не является линейной (см. рис. 4), выполненный расчет дает оптимистическую и весьма приближенную оценку, представляющую, однако, существенный интерес. Из графика 4 рис. 6 следует, что в диапазоне значений коэффициента В, характерном для режима захода на посадку рассматриваемого самолета (заштрихованная зона КВП), критерий θ^V становится положительным, т.е. самолет теряет статическую устойчивость по скорости полета. Как следует из (11), создать требуемую степень статической си-

ловой устойчивости по скорости можно с помощью автомата тяги, работающего по закону

$$\Delta P = P^V \cdot \Delta V + P^{\dot{V}} \cdot \Delta \dot{V} \quad (22)$$

Необходимую величину частной производной P^V в первом приближении можно определить по кривым потребных и располагаемых тяг самолета в установившемся горизонтальном полете. Типовой вид таких кривых для турбовинтового самолета короткого взлета и посадки на режиме захода на посадку показан на рис. 7.

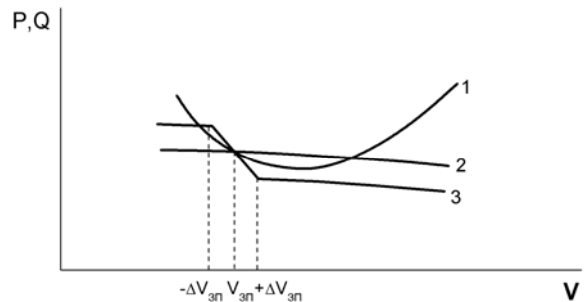


Рис. 7. Зависимости потребных и располагаемых тяг турбовинтового самолета короткого взлета и посадки от скорости полета на режиме захода на посадку:
 1 – зависимость потребной тяги Q от скорости полета; 2 – зависимость располагаемой тяги P от скорости полета при отсутствии автомата тяги; 3 – зависимость располагаемой тяги P от скорости полета при работе автомата тяги в диапазоне скоростей $V_{зп} \pm \Delta V_{зп}$

Выводы

1. Разработаны приближенный метод расчета влияния турбовинтовых двигателей на силу аэродинамического сопротивления турбовинтового самолета и приближенный метод расчета критерия статической силовой устойчивости по скорости полета турбовинтового самолета.

2. С помощью полученных формул выполнен анализ влияния различных факторов на силу аэродинамического сопротивления турбовинтового самолета и степень его статической силовой устойчивости по скорости полета. Показано, что при достаточно больших значениях коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь, которые могут быть реализованы на режиме захода на посадку при больших значениях угла отклонения закрылков, турбовинтовой самолет может потерять силовую устойчивость по скорости, находясь в эксплуатационном диапазоне углов атаки. Требуемая степень статической силовой устойчивости самолета по скорости полета может быть создана с помощью автомата тяги.

3. Для турбовинтовых самолетов короткого взлета и посадки требуется дальнейшее развитие разработанных методов, т.к. в области больших значений коэффициента B и угла отклонения закрылков результаты расчета по этим методам заметно отличаются от результатов эксперимента.

Литература

1. Пустовойтов В.П. Теоретическое исследование влияния взаимного расположения горизонтального оперения и струй воздушных винтов на продольную статическую устойчивость турбовинтового регионального самолета-высокоплана / В.П. Пустовойтов // *Аэродинамика: проблемы и*

перспективы: сб. науч. тр. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского „ХАИ“. – 2006. – Вып. 2. – С. 142-160.

2. 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 / В.П. Пустовойтов // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2007. – № 6(42). – С. 5-13.

3. *Аэромеханика самолета: Динамика полета: Учебник для авиационных вузов / А.Ф. Бочкарев, В.В. Андреевский, В.М. Белоконов и др.; под. ред. А.Ф. Бочкарева и В.В. Андреевского. 2-е изд. перераб. и доп.* – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.

Поступила в редакцию 23.04.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., завед. каф. аэрогидродинамики Ю.А. Крашаница, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ВПЛИВ ТУРБОГВИНТОВИХ ДВИГУНІВ НА СИЛУ ОПОРУ ЛІТАКА ТА СТАТИЧНУ СИЛОВУ СТІЙКІСТЬ ЛІТАКА ПО ШВИДКОСТІ ПОЛЬОТУ

В.П. Пустовойтов

Запропоновані наближений метод розрахунку впливу турбогвинтових двигунів на силу аеродинамічного опору літака і наближений метод розрахунку критерію статичної силової стійкості по швидкості польоту турбогвинтового літака. За допомогою одержаних формул виконано аналіз впливу різних факторів на аеродинамічний опір і статичну силову стійкість турбогвинтового літака по швидкості польоту. Показано, що при достатньо великих значеннях коефіцієнта навантаження на площу, що омітається повітряним гвинтом, які реалізуються при великих значеннях кута відхилення закритків, турбогвинтовий літак може втратити статичну силову стійкість по швидкості, знаходячись в експлуатаційному діапазоні кутів атаки. Потрібна ступінь статичної силової стійкості по швидкості може бути створена за допомогою автомата тяги.

Ключові слова: турбогвинтовий літак, вплив повітряних гвинтів, сила аеродинамічного опору, статична силову стійкість літака по швидкості.

EFFECT OF TURBOPROP ENGINES OF AIRPLANE DRAG AND STATIC FORCE STABILITY WITH AIRSPEED

V.P. Pustovoytov

Proposed is an approximate method for the calculation of the turboprop engines effect on the airplane aerodynamic drag force and an approximate method for the calculation of the turboprop airplane static force airspeed stability criterion. Using the formulas obtained, the effect of different factors on the aerodynamic drag force and static force stability with speed of a turboprop airplane has been analyzed. It has been demonstrated that at sufficiently high values of the propeller disc loading attained at high values of the flap deflection angle the turboprop airplane can lose force stability with speed while in the normal operating range of the angles of attack. The required degree of the airplane static force stability with speed can be produced by means of the autothrottle.

Key words: turboprop airplane, turboprop engines effect, aerodynamic drag force, airplane static force stability with speed.

Пустовойтов Валентин Петрович – д-р техн. наук, заместитель начальника отделения аэродинамики Авиационного научно-технического комплекса им. О.К. Антонова, Киев, Украина.