

УДК 629.735.33.015.017.28.3.025.035

В.П. ПУСТОВОЙТОВ*Государственное предприятие „АНТОНОВ“, Украина*

УСТОЙЧИВОСТЬ ДЛИННОПЕРИОДИЧЕСКОГО ДВИЖЕНИЯ ТУРБОВИНТОВОГО РЕГИОНАЛЬНОГО САМОЛЕТА ПРИ ВЫДЕРЖИВАНИИ ЛЕТЧИКОМ ЗАДАННОГО УГЛА НАКЛОНА ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА

Излагается вывод формулы, выражающей условие устойчивости длиннопериодического движения турбовинтового регионального самолета при выдерживании летчиком заданного угла наклона траектории полета. Теоретическим и расчетным исследованием с помощью полученной формулы подтвержден известный из опыта вывод о том, что устойчивость длиннопериодического движения турбовинтового самолета уменьшается с увеличением угла атаки и коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь. В области малых значений коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь при выдерживании летчиком рекомендованных летным руководством скоростей захода на посадку турбовинтовые самолеты близки к нейтральности в длиннопериодическом движении.

Ключевые слова: устойчивость, длиннопериодическое движение, скорость, угол наклона траектории, подъемная сила, сила сопротивления, угол атаки, угол отклонения закрылков, коэффициент нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь.

Введение

Наиболее напряженным режимом полета, на котором летчику турбовинтового самолета приходится выдерживать заданный угол наклона траектории, является режим полета по посадочной глиссаде. Из опыта известно, что пилотирование турбовинтового самолета на этом режиме полета усложняется, если полет происходит на больших углах атаки и при высоких режимах работы двигателей. Уже на раннем этапе проектирования турбовинтового самолета требуется знать, будет ли устойчивым длиннопериодическое движение при выдерживании летчиком заданного угла наклона траектории полета. Формула, выражающая условие устойчивости такого движения, для турбовинтового самолета в литературе отсутствует.

Цель настоящей работы – вывести формулу, выражающую условие устойчивости длиннопериодического движения турбовинтового регионального самолета при выдерживании летчиком заданного угла наклона траектории полета и с помощью этой формулы исследовать влияние коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь угла атаки и угла отклонения закрылков на устойчивость этого движения.

1. Условие устойчивости длиннопериодического движения турбовинтового регионального самолета при выдерживании летчиком заданного угла наклона траектории полета

Так как формулы, описывающие связи между силами, действующими на турбовинтовой региональный самолет в продольной плоскости, и коэффициентом нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь B , углом атаки α и углом отклонения закрылков δ_3 являются сложными [1, 2], для достижения поставленной цели введем ряд упрощающих положений.

Будем рассматривать режим горизонтального полета ($\theta_0 = 0$; $n_y = 1$). Как известно [3], условие устойчивости продольного длиннопериодического движения самолета в горизонтальном полете выражается неравенством

$$\frac{d}{dV}(P-Q)_{г.п} < 0, \quad (1)$$

где Q – сила аэродинамического сопротивления турбовинтового самолета с учетом обдувки его крыла струями воздушных винтов.

Так как у турбовинтовых двигателей изменение тяги P по скорости не является сильным, то условие

(1) в первом приближении можно выразить следующим неравенством:

$$\frac{d}{dV}(-Q)_{г.п} < 0. \quad (2)$$

Примем, что, действуя рулем высоты, летчик устраняет возмущения по перегрузке и углу наклона траектории, т.е. примем $\Delta n_y = 0$ и $\Delta \theta = 0$. Тогда в предположении, что результирующая подъемная сила R_y равна аэродинамической подъемной силе Y , неравенство (2) может быть записано следующим образом:

$$\frac{d}{dV}(-Q)_{г.п} = Q^V - Q^\alpha \frac{Y^V}{Y^\alpha} < 0. \quad (3)$$

Здесь Q^V и Q^α - частные производные силы аэродинамического сопротивления самолета соответственно по скорости полета и углу атаки, Y^V и Y^α - частные производные аэродинамической подъемной силы самолета соответственно по скорости полета и углу атаки

Раскроем выражения для частных производных Q^V , Q^α , Y^V и Y^α . Аэродинамическими силами, действующими на горизонтальное оперение, в сравнении с аэродинамическими силами, действующими на самолет без горизонтального оперения, будем пренебрегать. Тогда силу аэродинамического сопротивления и аэродинамическую подъемную силу турбовинтового самолета приближенно можно описать формулами

$$Q \approx C_{x_{б\text{грос}}} \frac{\rho V^2}{2} S_{кр}; \quad (4)$$

$$Y \approx C_{y_{б\text{грос}}} \frac{\rho V^2}{2} S_{кр}. \quad (5)$$

Из (4) и (5) вытекают следующие формулы для частных производных Q^V , Q^α , Y^V и Y^α :

$$Q^V = C_{x_{б\text{грос}}}^V \frac{\rho V^2}{2} S_{кр} + C_{x_{б\text{грос}}} \rho V S_{кр}; \quad (6)$$

$$Q^\alpha = C_{x_{б\text{грос}}}^\alpha \rho \frac{V^2}{2} S_{кр}; \quad (7)$$

$$Y^V = C_{y_{б\text{грос}}}^V \rho \frac{V^2}{2} S_{кр} + C_{y_{б\text{грос}}} \rho V S_{кр}; \quad (8)$$

$$Y^\alpha = C_{y_{б\text{грос}}}^\alpha \rho \frac{V^2}{2} S_{кр}. \quad (9)$$

Подставив (6)...(9) в (3), получим

$$\frac{d}{dV}(-Q)_{г.п} = C_{x_{б\text{грос}}}^V \rho \frac{V^2}{2} S_{кр} + C_{x_{б\text{грос}}} \rho V S_{кр} -$$

$$-\frac{C_{x_{б\text{грос}}}^\alpha}{C_{y_{б\text{грос}}}^\alpha} \left(C_{y_{б\text{грос}}}^V \rho \frac{V^2}{2} S_{кр} + C_{y_{б\text{грос}}} \rho V S_{кр} \right) < 0. \quad (10)$$

Так как [2]

$$C_{x_{б\text{грос}}} = C_{x_{б\text{грос}}_{C_{y_{б\text{грос}}}=0}} + \frac{\partial C_{x_{б\text{грос}}}}{\partial C_{y_{б\text{грос}}}^2} \cdot C_{y_{б\text{грос}}}^2, \quad (11)$$

то

$$C_{x_{б\text{грос}}}^V = C_{x_{б\text{грос}}_{C_{y_{б\text{грос}}}=0}}^V + \frac{\partial C_{x_{б\text{грос}}}}{\partial C_{y_{б\text{грос}}}^2} \cdot 2C_{y_{б\text{грос}}} C_{y_{б\text{грос}}}^V; \quad (12)$$

$$C_{x_{б\text{грос}}}^\alpha = \frac{\partial C_{x_{б\text{грос}}}}{\partial C_{y_{б\text{грос}}}^2} \cdot 2C_{y_{б\text{грос}}} \cdot C_{y_{б\text{грос}}}^\alpha. \quad (13)$$

Подстановка (11)...(13) в (10) после преобразований дает

$$\frac{d}{dV}(-Q)_{г.п} = C_{x_{б\text{грос}}_{C_{y_{б\text{грос}}}=0}}^V \rho \frac{V^2}{2} S_{кр} + C_{x_{б\text{грос}}_{C_{y_{б\text{грос}}}=0}} \rho V S_{кр} - \frac{\partial C_{x_{б\text{грос}}}}{\partial C_{y_{б\text{грос}}}^2} \cdot C_{y_{б\text{грос}}}^2 \rho V S_{кр} < 0. \quad (14)$$

Так как

$$C_{x_{б\text{грос}}_{C_{y_{б\text{грос}}}=0}}^V = C_{x_{б\text{грос}}_{C_{y_{б\text{грос}}}=0}}^B \cdot B^V, \quad (15)$$

а

$$B^V = -\frac{2}{V} B, \quad (16)$$

то

$$C_{x_{б\text{грос}}_{C_{y_{б\text{грос}}}=0}}^V = -\frac{2}{V} C_{x_{б\text{грос}}_{C_{y_{б\text{грос}}}=0}}^B \cdot B. \quad (17)$$

Тогда

$$\frac{d}{dV}(-Q)_{г.п} = \rho V S_{кр} \left(C_{x_{б\text{грос}}_{C_{y_{б\text{грос}}}=0}} - C_{x_{б\text{грос}}_{C_{y_{б\text{грос}}}=0}}^B \cdot B - \frac{\partial C_{x_{б\text{грос}}}}{\partial C_{y_{б\text{грос}}}^2} \cdot C_{y_{б\text{грос}}}^2 \right) < 0. \quad (18)$$

В [2] показано, что при малых значениях коэффициента B коэффициент $C_{x_{б\text{грос}}_{C_{y_{б\text{грос}}}=0}}$ описывается

следующей линейной формулой

$$C_{x_{б\text{грос}}_{C_{y_{б\text{грос}}}=0}} = C_{x_{б\text{грос}}_{C_{y_{б\text{грос}}}=0}} + \left[C_{x_{кр} C_{y_{кр}}=0}(\delta_3 = 0) + \Delta C_{x_{б\text{грос}}_{C_{y_{б\text{грос}}}=0}}(\delta_3) \right] \bar{S}_{кр} \cdot B. \quad (19)$$

Тогда

$$C_{x_{\delta_3} C_{y_{\delta_3}}=0}^B = \left[C_{x_{\text{кр}} C_{y_{\text{кр}}=0}^B (\delta_3 = 0) + \right. \\ \left. + \Delta C_{x_{\delta_3} C_{y_{\delta_3}}=0}^B (\delta_3) \right] \bar{S}_{\text{кр}_3}. \quad (20)$$

Подставив (19) и (20) в (18), получим

$$\frac{d}{dV}(-Q)_{\text{Г.П}} = \rho V S_{\text{кр}} \left(C_{x_{\delta_3} C_{y_{\delta_3}}=0}^B - \right. \\ \left. - \frac{\partial C_{x_{\delta_3}}}{\partial C_{y_{\delta_3}}^2} \cdot C_{y_{\delta_3}}^2 \right) < 0. \quad (21)$$

Оценка летчика, решающего задачу выдерживания заданного угла наклона траектории полета с помощью руля высоты (обычная манера пилотирования), коррелируется с критерием $\frac{d\theta}{dV}$, который при постоянной тяге двигателей представляет собой отношение полной производной $\frac{d}{dV}(-Q)_{\text{Г.П}}$ к весу самолета G . Тогда условие устойчивости длиннопериодического движения турбовинтового самолета при выдерживании летчиком заданного угла наклона траектории полета может быть выражено следующей формулой:

$$\frac{d\theta}{dV} = -\frac{\rho V S_{\text{кр}}}{G} \left(C_{x_{\delta_3} C_{y_{\delta_3}}=0}^B - \right. \\ \left. - \frac{\partial C_{x_{\delta_3}}}{\partial C_{y_{\delta_3}}^2} \cdot C_{y_{\delta_3}}^2 \right) < 0. \quad (22)$$

2. Влияние коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь, угла атаки и угла отклонения закрылков на устойчивость длиннопериодического движения турбовинтового регионального самолета

Исследуем с помощью формулы (22) влияние коэффициента B , угла атаки α и угла отклонения закрылков δ_3 на устойчивость длиннопериодического движения турбовинтового регионального самолета.

Из формулы (22) следует, что устойчивость длиннопериодического движения турбовинтового самолета будет уменьшаться с ростом коэффициента $C_{y_{\delta_3}}$, возводимого в квадрат. Так как коэффициент $C_{y_{\delta_3}}$ увеличивается с ростом коэффициента B , то с ростом коэффициента B устойчивость длиннопериодического

движения самолета уменьшается. Интенсивность этого уменьшения зависит от интенсивности увеличения квадрата коэффициента $C_{y_{\delta_3}}$ при увеличении коэффициента B . Как показано в [1], в области малых значений коэффициента B коэффициент $C_{y_{\delta_3}}$ описывается линейной формулой

$$C_{y_{\delta_3}} = C_{y_{\delta_3=0}}(\alpha) + \Delta C_{y_{\delta_3}}(\delta_3) + \\ + 0,44B \left[C_{y_{\delta_3=0}}(\alpha) \bar{S}_{\text{кр}_3} + \Delta C_{y_{\delta_3}}(\delta_3) \frac{\bar{S}_{\text{кр}_3}}{\bar{S}_{\text{кр}_3}} \right]. \quad (23)$$

Тогда квадрат коэффициента $C_{y_{\delta_3}}$ выразится формулой

$$C_{y_{\delta_3}}^2 = \left[C_{y_{\delta_3=0}}(\alpha) + \Delta C_{y_{\delta_3}}(\delta_3) \right]^2 + \\ + 0,88B \left[C_{y_{\delta_3=0}}(\alpha) + \Delta C_{y_{\delta_3}}(\delta_3) \right] \times \\ \times \left[C_{y_{\delta_3=0}}(\alpha) \bar{S}_{\text{кр}_3} + \Delta C_{y_{\delta_3}}(\delta_3) \frac{\bar{S}_{\text{кр}_3}}{\bar{S}_{\text{кр}_3}} \right] + \\ + (0,44B)^2 \left[C_{y_{\delta_3=0}}(\alpha) \bar{S}_{\text{кр}_3} + \Delta C_{y_{\delta_3}}(\delta_3) \frac{\bar{S}_{\text{кр}_3}}{\bar{S}_{\text{кр}_3}} \right]^2. \quad (24)$$

В области малых значений коэффициента B ($B \leq 1$) величина $(0,44B)^2$ мала по сравнению с величиной $0,88B$, поэтому устойчивость длиннопериодического движения турбовинтового регионального самолета при выдерживании летчиком заданного угла наклона траектории полета будет уменьшаться практически линейно с ростом коэффициента B . (Следует отметить, что в области больших значений коэффициента B зависимость коэффициента $C_{y_{\delta_3}}$ от коэффициента B описывается нелинейной формулой [4]. Следовательно, характер изменения критерия $\frac{d\theta}{dV}$ по коэффициенту B в области больших значений коэффициента B требует отдельного исследования).

Так как величина коэффициента $C_{y_{\delta_3}}$ растет с увеличением угла атаки, то устойчивость длиннопериодического движения турбовинтового самолета с ростом угла атаки уменьшается. Устойчивость длиннопериодического движения турбовинтового самолета при увеличении угла отклонения закрылков уменьшается слабо, так как влияние роста коэффициента $C_{y_{\delta_3}}$ при увеличении угла отклонения закрылков ослабляется одновременным ростом коэффициента $C_{x_{\delta_3} C_{y_{\delta_3}}=0}^B$.

Исследуем зависимость критерия $\frac{d\theta}{dV}$ от коэффициента B , угла атаки α и угла отклонения закрылков δ_3 расчетным путем. Задав весом самолета G , посадочным углом отклонения закрылков δ_3 и углом атаки α , определим скорость полета самолета при нулевой тяге двигателей ($B = 0$). Угол наклона траектории полета при этом, очевидно, будет отрицательным. Увеличим тягу двигателей, полагая, что рассчитанная скорость полета сохраняется постоянной вследствие изменения угла наклона траектории. При некотором увеличении тяги двигателей знак угла наклона траектории изменится с отрицательного на положительный. Т.к. изменение угла наклона траектории происходит в окрестности нулевого значения этого угла, то в первом приближении для расчета можно воспользоваться формулой (22). Таким способом можно рассчитать зависимость критерия $\frac{d\theta}{dV}$ от коэффициента B для заданного угла атаки α . Таким же способом рассчитываются аналогичные зависимости для ряда других значений угла атаки. При этом целесообразно задаваться тремя характерными значениями угла атаки: а) углом атаки $\alpha_{V_{зп}}$, соответствующим полету на скорости захода на посадку, рекомендованной в летном руководстве самолета; б) углом атаки $\alpha_{V_{\max\delta}}$, соответствующим полету на максимальной скорости, разрешенной для полета с отклоненными закрылками; в) углом атаки $\alpha_{\text{сигн}}$, при котором происходит срабатывание сигнализации о выходе на максимально допустимые углы атаки. Тогда линии $\frac{d\theta}{dV} = f(B)$, рассчитанные для углов $\alpha_{V_{\max\delta}}$ и $\alpha_{\text{сигн}}$, будут связаны с границами области эксплуатационных углов атаки самолета. Расчетный диапазон изменения коэффициента B соответствует диапазону изменения тяги двигателей от режима малого газа до взлетного. Тогда линии, соединяющие точки на зависимостях $\frac{d\theta}{dV} = f(B)$, соответствующие нулевой тяге и взлетной тяге двигателей, будут связаны с границами области изменения тяги двигателей.

На рис. 1 и 2 показаны результаты расчета критерия $\frac{d\theta}{dV}$ для четырехмоторного турбовинтового транспортного самолета, а на рис. 3 и 4 – для двухмоторного турбовинтового самолета. Расчетные ре-

зультаты согласуются с выводами, полученными путем качественного анализа формулы (22).

Видно, что угол отклонения закрылков оказывает слабое влияние на устойчивость длиннопериодического движения рассмотренных самолетов. С ростом коэффициента B устойчивость длиннопериодического движения рассмотренных самолетов уменьшается практически по линейному закону. Угол атаки оказывает большое влияние на устойчи-

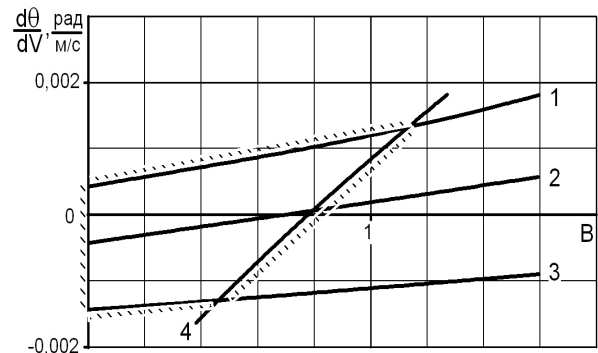


Рис. 1. Четырехмоторный турбовинтовой самолет: $G/S=520 \text{ кг/м}^2$. Зависимость критерия $\frac{d\theta}{dV}$ от коэффициента B для различных углов атаки α при $\delta_{3\text{пос}} = 25^\circ$:

$$1 - \alpha_{\text{сигн}} = 12^\circ; 2 - \alpha_{V_{зп}} = 6,5^\circ;$$

$$3 - \alpha_{V_{\max\delta}} = 1,5^\circ; 4 - B_{\text{взл. режим}}$$

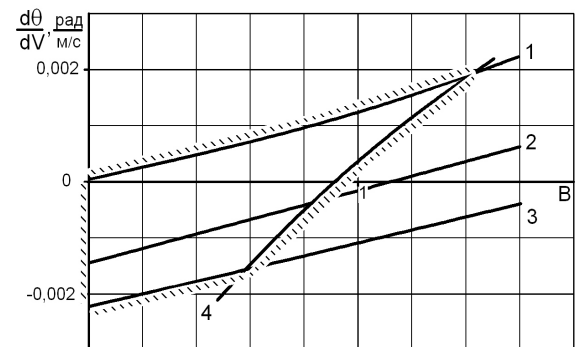


Рис. 2. Четырехмоторный турбовинтовой самолет: $G/S=520 \text{ кг/м}^2$. Зависимость критерия $\frac{d\theta}{dV}$ от коэффициента B для различных углов атаки α при $\delta_{3\text{пос}} = 45^\circ$:

$$1 - \alpha_{\text{сигн}} = 10^\circ; 2 - \alpha_{V_{зп}} = 3,5^\circ;$$

$$3 - \alpha_{V_{\max\delta}} = 1^\circ; 4 - B_{\text{взл. режим}}$$

вость длиннопериодического движения самолетов: длиннопериодическое движение устойчиво в диапазоне малых углов атаки (от $\alpha_{V_{\max \delta}}$ до $\alpha_{V_{\text{зп}}}$) и неустойчиво в области больших углов атаки (от $\alpha_{V_{\text{зп}}}$ до $\alpha_{\text{сигн}}$). При выдерживании летчиком заданных летным руководством самолета значений скоростей захода на посадку, оба самолета близки к границе устойчивости $\frac{d\theta}{dV} = 0$. При этом, как показали летные испытания и дальнейшая эксплуатация рассмотренных самолетов, такие характеристики длиннопериодического движения не вызывают отрицательную оценку летчиков. Отметим, что в случае выдерживания рекомендованной скорости захода на посадку не вызывает негативную оценку даже слабо неустойчивое ($\frac{d\theta}{dV} \cong 0,01$) длиннопериодическое движение турбовинтового самолета (рис. 3). Для установления допустимой степени неустойчивости длиннопериодического движения турбовинтового самолета требуются специальные исследования на пилотажных стендах с участием летчиков.

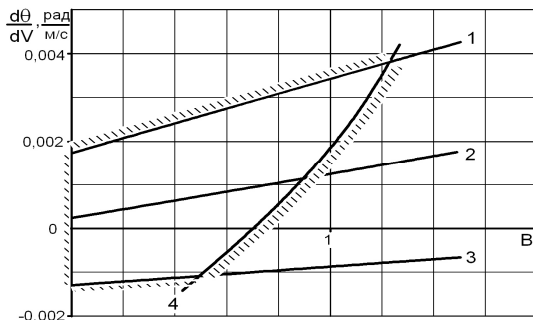


Рис. 3. Двухмоторный турбовинтовой самолет: $G/S=270 \text{ кг/м}^2$. Зависимость критерия $\frac{d\theta}{dV}$ от коэффициента B для различных углов атаки α при $\delta_{3\text{пос}} = 15^\circ$:

$$\begin{aligned}
 1 - \alpha_{\text{сигн}} &= 14^\circ; 2 - \alpha_{V_{\text{зп}}} = 8^\circ; \\
 3 - \alpha_{V_{\max \delta}} &= 2,3^\circ; 4 - B_{\text{взл. режим}}
 \end{aligned}$$

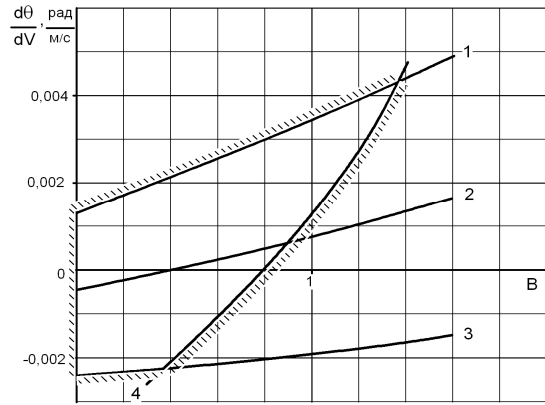


Рис. 4. Двухмоторный турбовинтовой самолет: $G/S=270 \text{ кг/м}^2$. Зависимость критерия $\frac{d\theta}{dV}$ от коэф-

фициента B для различных углов атаки α при $\delta_{3\text{пос}} = 38^\circ$:

$$\begin{aligned}
 1 - \alpha_{\text{сигн}} &= 13^\circ; 2 - \alpha_{V_{\text{зп}}} = 5^\circ; \\
 3 - \alpha_{V_{\max \delta}} &= -1,5^\circ; 4 - B_{\text{взл. режим}}
 \end{aligned}$$

Выводы

1. Получена формула, выражающая условие устойчивости длиннопериодического движения турбовинтового регионального самолета при выдерживании летчиком заданного угла наклона траектории полета.

2. Устойчивость длиннопериодического движения турбовинтового самолета уменьшается с увеличением угла атаки и коэффициента нагрузки на омегаемую воздушным винтом площадь.

3. Выполненные с помощью полученной формулы исследования влияния коэффициента B , угла атаки α и угла отклонения закрылков δ_3 на критерий устойчивости длиннопериодического движения самолета $\frac{d\theta}{dV}$ показали, что в области малых значе-

ний коэффициента B при выдерживании летчиком углов атаки, соответствующих рекомендованным летными руководствами скоростям захода на посадку, четырехмоторный и двухмоторный турбовинтовые самолеты, как при умеренных ($\delta_3=15\dots 25^\circ$) так и при больших ($\delta_3=38\dots 45^\circ$) посадочных углах отклонения закрылков, близки к нейтральности в продольном длиннопериодическом движении, при этом их пилотажные характеристики не вызывают отрицательную оценку летчиков. В области больших значений коэффициента B , характерных для турбовинтовых самолетов короткого взлета и посадки, требуются дальнейшие исследования.

4. Для установления допустимой степени неустойчивости длиннопериодического движения турбовинтовых самолетов как обычного, так и короткого взлета и посадки, требуются исследования на пилотажных стендах с участием летчиков.

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.* – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского „ХАИ“, 2006. – вып. 2. – 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. *Аэромеханика самолета: Динамика полета [Текст]: 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.

4. 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.

Поступила в редакцию: 10.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., главный научный сотрудник кафедры 101 Ю.А. Крашаница, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского „ХАИ“, Харьков, Украина.

СТІЙКІСТЬ ДОВГОПЕРІОДИЧНОГО РУХУ ТУРБОГВИНТОВОГО ЛІТАКА ПРИ ВИТРИМУВАННІ ЗАДАНОГО КУТА НАХИЛУ ТРАЄКТОРІЇ ПОЛЬОТУ

В.П. Пустовойтов

Подается выведение формулы, що відображає умову стійкості довгоперіодичного руху турбогвинтового літака при витримуванні заданого кута нахилу траєкторії польоту. Теоретичним та розрахунковим дослідженням, виконаним за допомогою одержаної формули, підтверджено відомий з досвіду висновок про те, що стійкість довгоперіодичного руху турбогвинтового літака зменшується із збільшенням кута атаки і коефіцієнта навантаження на площу, що омітається повітряним гвинтом.

Ключові слова: стійкість, довгоперіодичний рух, швидкість, кут нахилу траєкторії, підймальна сила, сила опору, кут атаки, кут відхилення закрилків, коефіцієнт навантаження на площу, що омітається повітряним гвинтом.

LONG-PERIOD MOTION STABILITY OF REGIONAL TURBOPROP AIRCRAFT WITH PILOT MAINTAINING THE SELECTED FLIGHT PATH ANGLE

V.P. Pustovoytov

The paper describes the development of formula expressing the condition of long-period motion stability of a regional turboprop aircraft when the pilot maintains the selected flight path angle. Theoretical and computational study using the developed formula confirms the conclusion, made based on experience, which stability of a turboprop aircraft long-period motion decreases with the growth of the angle of attack and the propeller disc loading coefficient. In the range of low values of the propeller disc loading coefficient when the pilot maintains the approach speeds recommended by the Flight Manual, turboprop airplanes are close to neutral stability in the long-period motion.

Key words: stability, long-period motion, speed, flight path angle, lift, drag force, angle of attack, flap deflection angle, propeller disc loading coefficient

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