

УДК 629.735.33.015.017.28.3.025.035

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

К РАСЧЕТУ ПЛОЩАДИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ И ПРЕДЕЛЬНЫХ ЦЕНТРОВОК ТУРБОВИНТОВОГО РЕГИОНАЛЬНОГО САМОЛЕТА НА ЭТАПЕ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Изложены формулы для расчета зависимостей относительной площади горизонтального оперения турбовинтового регионального самолета от его центровки, позволяющие достаточно корректно учесть влияние работающих турбовинтовых двигателей на продольные аэродинамические характеристики самолета. Вывод формул основан на рассмотрении требований к критерию продольной статической управляемости самолета по перегрузке и требований к продольной балансировке самолета. Путем анализа полученных формул определены основные расчетные случаи, которые рекомендуется рассматривать при расчете граничных линий на этапе предварительного проектирования турбовинтового регионального самолета.

Ключевые слова: *относительная площадь горизонтального оперения, центровка самолета, граничная линия, влияние турбовинтового двигателя на продольные аэродинамические характеристики самолета, критерий продольной статической управляемости самолета по перегрузке, продольная балансировка самолета.*

Введение

Расчет площади горизонтального оперения и предельных центровок самолета на этапе предварительного проектирования обычно выполняется с помощью метода граничных линий. Для реактивных пассажирских и транспортных самолетов разработаны простые конечные формулы, позволяющие рассчитать упомянутые граничные линии [1...3]. Для турбовинтовых самолетов разработана процедура приближенного расчета граничных линий по двум точкам без использования конечных формул [4]. Важным промежуточным этапом этой процедуры является расчет влияния турбовинтовых двигателей на продольные аэродинамические характеристики самолета. Используемый в [4] метод расчета этого влияния [5] обладает рядом недостатков, основными из которых являются: существенное завышение приращения угла скоса потока у горизонтального оперения от влияния работающих турбовинтовых двигателей, резкое изменение подъемной силы горизонтального оперения при входе его в струю воздушного винта вследствие принятого в расчете скачкообразного изменения скорости потока на границе струи воздушного винта до величины, равной скорости потока в струе идеального пропеллера. Разработанные в последнее время [6] достаточно простые полуэмпирические формулы позволяют более корректно рассчитать влияние турбовинтовых двигателей на

продольные аэродинамические характеристики самолета и вывести конечные формулы для расчета зависимостей относительной площади горизонтального оперения от центровки турбовинтового регионального самолета, исходя из требований к характеристикам его устойчивости и управляемости. Подход к выводу таких конечных формул был изложен в работе [7], однако сами формулы выведены не были.

Постановка задачи

Ставится задача вывести формулы для расчета зависимостей относительной площади горизонтального оперения $\bar{S}_{\text{ГО}}$ от центровки \bar{X}_T турбовинтового регионального самолета и определить основные расчетные случаи.

Вывод формул и определение основных расчетных случаев

Выведем формулу для расчета линии, ограничивающей область существования параметров $\bar{S}_{\text{ГО}}$ и \bar{X}_T справа. Опыт создания самолетов Ан-24, Ан-38, Ан-140 и других турбовинтовых региональных самолетов, имеющих неавтоматизированную безбустерную систему штурвального управления, свидетельствует о том, что высокую оценку пилотирования получают турбовинтовые региональные самолеты с достаточно большим запасом собственной про-

дольной статической устойчивости при предельно задней центровке. Рекомендации по выбору минимальной величины этого запаса для турбовинтовых региональных самолетов отсутствуют. В этой ситуации будем исходить из установленной, по летным оценкам, минимальной величины критерия продольной статической управляемости самолета по перегрузке $X_{B_{\min}}^{ny}$.

Уравнение линии, ограничивающей область существования параметров $\bar{S}_{\text{го}}$ и \bar{X}_T справа и отражающей требование к минимальной величине критерия продольной статической управляемости самолета по перегрузке, вытекает из формулы для этого критерия:

$$X_B^{ny} = -\frac{1}{57,3^\circ K_{\text{ш}_B}} \frac{C_{R_{y_{г.п}}}}{m_{z_{\text{го}_s}}^{\delta_B}} \sigma_n = X_{B_{\min}}^{ny}, \quad (1)$$

где

$$\sigma_n = \frac{m_{R_{z_{\text{го}_s}}}^{\alpha} + m_{z_{\text{го}_s}}^{\alpha}}{C_{R_y}^{\alpha}} + m_{z_{\text{го}_s}}^{\omega_z} \frac{S_{\text{кр}} b_a g \rho}{2G}. \quad (2)$$

На этапе предварительного проектирования можно принять, что $C_{R_y}^{\alpha} \approx C_{R_{y_{\text{го}_s}}}^{\alpha}$. Вследствие значительной удаленности горизонтального оперения от центра тяжести самолета можно принять, что относительное плечо горизонтального оперения $\bar{L}_{\text{го}}$ не зависит от центровки самолета \bar{X}_T и определяется постоянным расстоянием от 0,25САХ крыла до 0,25САХ горизонтального оперения. Плоскость вращения воздушных винтов расположена значительно ближе к центру тяжести самолета, поэтому относительное плечо поперечной силы воздушного винта $\bar{X}_B + \bar{X}_T$ зависит от центровки самолета (\bar{X}_B - расстояние в долях САХ крыла от плоскости вращения воздушного винта до носка САХ крыла).

С учетом изложенного, формулы для частных производных [6] $C_{R_{y_{\text{го}_s}}}^{\alpha}$, ε_s^{α} , $m_{R_{z_{\text{го}_s}}}^{\alpha}$, $m_{z_{\text{го}_s}}^{\alpha}$, $m_{z_{\text{го}_s}}^{\delta_B}$ и $m_{z_{\text{го}_s}}^{\omega_z}$, входящих в (1) и (2), можно записать следующим образом:

$$C_{R_{y_{\text{го}_s}}}^{\alpha} = C_{y_{\text{го}_s} \delta_3=0}^{\alpha} + C_{y_{\text{го}_s} \delta_3=0}^{\alpha} \bar{S}_{\text{кр}_s} k_B + i\bar{F}_B V \frac{1}{57,3^\circ} + i\bar{F}_B C_N \lambda \frac{1 + \varepsilon_*^{\alpha}}{57,3^\circ}; \quad (3)$$

$$\varepsilon_s^{\alpha} = \varepsilon^{C_{y_{\text{го}_s}} \delta_3=0} \cdot C_{R_{y_{\text{го}_s}}}^{\alpha}; \quad (4)$$

$$m_{R_{z_{\text{го}_s}}}^{\alpha} = \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\text{го}_s} \delta_3=0} \right) C_{y_{\text{го}_s} \delta_3=0}^{\alpha} + \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\alpha_{\text{кр}_s}}} \right) C_{y_{\text{го}_s} \delta_3=0}^{\alpha} \bar{S}_{\text{кр}_s} k_B + i\bar{F}_B \left(\bar{X}_B + \bar{X}_T \right) C_N \lambda \frac{1 + \varepsilon_*^{\alpha}}{57,3^\circ}; \quad (5)$$

$$m_{z_{\text{го}_s}}^{\alpha} = -K_{\text{го}} \bar{S}_{\text{го}} \bar{L}_{\text{го}} C_{y_{\text{го}_s}}^{\alpha_{\text{го}}} \left(1 + \varepsilon_s^{\alpha} \right) \times \left(1 + K_{V_s} \bar{S}_{\text{го}_s}^{\max} B \right); \quad (6)$$

$$m_{z_{\text{го}_s}}^{\delta_B} = -K_{\text{го}} \bar{S}_{\text{го}} \bar{L}_{\text{го}} C_{y_{\text{го}_s}}^{\alpha_{\text{го}}} \sqrt{\bar{S}_B} \times \left(1 + K_{V_s} \bar{S}_{\text{го}_s}^{\max} B \right); \quad (7)$$

$$m_{z_{\text{го}_s}}^{\omega_z} = -57,3^\circ K_{\text{го}} C_{y_{\text{го}_s}}^{\alpha_{\text{го}}} \bar{S}_{\text{го}} \bar{L}_{\text{го}}^2 \times \sqrt{1 + K_{V_s} \bar{S}_{\text{го}_s}^{\max} B}. \quad (8)$$

В случае расположения горизонтального оперения вдали от струй воздушных винтов (например, на вершине киля) коэффициент увеличения скоростного напора в области горизонтального оперения от влияния струй воздушных винтов K_{V_s} и его частная производная по углу атаки $K_{V_s}^{\alpha}$ равны нулю. Примем, что в том случае, когда горизонтальное оперение расположено вблизи струй воздушных винтов (на фюзеляже), его положение по высоте таково, что во взлетной конфигурации самолета (умеренные углы отклонения закрылков) оно расположено приблизительно в центре струй воздушных винтов ($K_{V_s} \approx 1,1$; $K_{V_s}^{\alpha} = 0$), а в посадочной конфигурации (большие углы отклонения закрылков) оно расположено над струями воздушных винтов ($K_{V_s} = 0$; $K_{V_s}^{\alpha} = 0$).

Эти упрощающие положения позволяют после подстановки (2)...(8) в (1) получить искомую конечную формулу для расчета граничной линии, ограничивающей область существования параметров $\bar{S}_{\text{го}}$ и \bar{X}_T справа:

$$\begin{aligned} \bar{S}_{го} = & \left\{ \bar{X}_T \frac{C_{y\delta_{го}}^\alpha}{C_{R_{y\delta_{го}}}^\alpha} (1 + \bar{S}_{кр_s} k_B) - \right. \\ & \left. - \frac{C_{y\delta_{го}}^\alpha}{C_{R_{y\delta_{го}}}^\alpha} \left(\bar{X}_{F\delta_{го}\delta_3=0} + \bar{X}_{F\alpha_{кр_s}} \cdot \bar{S}_{кр_s} k_B \right) + \right. \\ & \left. + i\bar{F}_B (\bar{X}_B + \bar{X}_T) \frac{C_N^\chi}{C_{R_{y\delta_{го}}}^\alpha} \frac{1 + \varepsilon_*^\alpha}{57,3^\circ} \right\} : \\ & : \left\{ \left[\left(\frac{1}{C_{R_{y\delta_{го}}}^\alpha} - \varepsilon^{C_{y\delta_{го}}} \right) + X_{B_{min}}^{n_y} \times \right. \right. \\ & \times 57,3^\circ \frac{K_{ш_B}}{C_{R_{yг.л}}} \sqrt{\bar{S}_B} \left. \right] K_{го} \bar{L}_{го} C_{y_{го}}^{\alpha_{го}} \times \\ & \times \left(1 + K_{V_s} \bar{S}_{го_s}^{\max} B \right) + \frac{S_{кр} b_{агр}}{2G} \times \\ & \times 57,3^\circ K_{го} C_{y_{го}}^{\alpha_{го}} \bar{L}_{го}^2 \sqrt{1 + K_{V_s} \bar{S}_{го_s}^{\max} B} \left. \right\}. \end{aligned} \quad (9)$$

Определим основные расчетные случаи для расчета граничной линии по формуле (9).

Опыт создания турбовинтовых региональных самолетов свидетельствует о том, что высокую оценку продольной управляемости по перегрузке получают самолеты, у которых на режиме полета, требующем точного пилотирования (выдерживание угла наклона посадочной глиссады) абсолютная величина критерия $X_B^{n_y}$ составляет не менее 10 см на единицу перегрузки. Этот же опыт свидетельствует о том, что на режимах полета, не требующих столь точного пилотирования (набор высоты во взлетной конфигурации, полет в крейсерской конфигурации, уход на второй круг в посадочной конфигурации), высокую оценку продольной управляемости по перегрузке получают самолеты, у которых абсолютная величина критерия $X_B^{n_y}$ составляет не менее 5 см на единицу перегрузки. Отметим, что авиационные правила АП-25 [8] рекомендуют, чтобы абсолютная величина критерия $X_B^{n_y}$ была не менее 5 см на единицу перегрузки.

Из формулы (9) следует, что основные расчетные случаи можно определить, анализируя выражение, стоящее в квадратных скобках. С уменьшением величины этого выражения потребная величина относительной площади горизонтального оперения самолета увеличивается.

Очевидно, к одному из основных расчетных случаев следует отнести режим крейсерского полета вследствие преобладающего влияния малого значения коэффициента $C_{R_{yг.л}}$ на этом режиме полета даже при малом абсолютном значении критерия $X_{B_{min}}^{n_y}$ (для крейсерского режима полета $X_{B_{min}}^{n_y} = -5$ см/единицу перегрузки) и малом увеличении частной производной $C_{R_{y\delta_{го}}}^\alpha$ от влияния работающих двигателей (значение коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь на крейсерском режиме полета невелико). К основным расчетным случаям следует отнести также режим точного выдерживания заданного угла наклона посадочной глиссады вследствие преобладающего влияния большого абсолютного значения критерия $X_{B_{min}}^{n_y}$ на этом режиме полета ($X_{B_{min}}^{n_y} = -10$ см/единицу перегрузки) даже при большом значении коэффициента $C_{R_{yг.л}}$ (полет на скорости $V_{з.л}$ при посадочном угле отклонения закрылков) и малом увеличении частной производной $C_{R_{y\delta_{го}}}^\alpha$ от

влияния работающих турбовинтовых двигателей (двигатели работают на режиме, близком к режиму малого газа). Наконец, к расчетным случаям можно отнести и режим ухода на второй круг в посадочной конфигурации вследствие значительного увеличения частной производной $C_{R_{y\delta_{го}}}^\alpha$ от влияния работающих на взлетном режиме двигателей и уменьшения по этой причине разности $\frac{1}{C_{R_{y\delta_{го}}}^\alpha} - \varepsilon^{C_{y\delta_{го}}}$ (особенно в случае большого значения частной производной $\varepsilon^{C_{y\delta_{го}}}$).

Следует отметить, что влияние фактора $\frac{1}{C_{R_{y\delta_{го}}}^\alpha} - \varepsilon^{C_{y\delta_{го}}}$ ослаблено большим значением коэффициента $C_{R_{yг.л}}$ и малым значением критерия $X_{B_{min}}^{n_y}$ (для рассматриваемого режима полета $X_{B_{min}}^{n_y} = -5$ см/единицу перегрузки).

Выведем формулу для расчета линии, ограничивающей область существования параметров $\bar{S}_{го}$ и \bar{X}_T слева. Эта формула выводится из уравнения

продольной балансировки самолета. Будем рассматривать продольную балансировку самолета на режиме взлета в момент отделения передней опоры шасси от взлетно-посадочной полосы. Уравнение продольной балансировки самолета в этом случае является наиболее полным, т.к. отражает влияние работающих турбовинтовых двигателей и влияние близости экрана на продольные аэродинамические характеристики самолета, а также влияние реакций основных опор шасси на момент тангажа самолета.

На основании накопленного опыта примем, что влияние близости экрана на момент тангажа самолета с прямым крылом выражается лишь в изменении момента тангажа, развиваемого горизонтальным оперением вследствие уменьшения угла скоса потока у горизонтального оперения на величину $\Delta \varepsilon_{S_{экр}}$.

Примем также, как принимали и выше, что влиянием горизонтального оперения на подъемную силу самолета можно пренебречь. Так как не учитываемая нами балансировочная подъемная сила горизонтального оперения у самолета с отклоненными закрылками направлена вниз, а приближение к экрану создает приращение подъемной силы на крыле, направленное вверх, то влиянием экрана на подъемную силу крыла самолета также будем пренебрегать.

Уравнение продольной балансировки самолета на режиме взлета в момент отделения передней опоры шасси от взлетно-посадочной полосы имеет следующий вид:

$$m_{R_{Z_{бго}}} + m_{Z_{гоS}} + \Delta m_{Z_{р.ш}} = 0 \quad (10)$$

Здесь $\Delta m_{Z_{р.ш}}$ – приращение коэффициента момента тангажа самолета от реакций основных опор шасси. В предположении, что $C_{R_y} \approx C_{R_{y_{бго}}}$, это приращение записывается следующим образом:

$$\Delta m_{Z_{р.ш}} = \left(\frac{G}{qS_{кр}} - C_{R_{y_{бго}}} \right) (\bar{X}_T - \bar{X}_ш) - \left(\frac{G}{qS_{кр}} - C_{R_{y_{бго}}} \right) f_{тр} \bar{h}_ш. \quad (11)$$

Здесь $\bar{X}_ш$ – выраженное в долях САХ крыла расстояние от носка САХ крыла до линии действия реакций основных опор шасси; $\bar{h}_ш$ – выраженное в долях САХ крыла расстояние от центра тяжести самолета до линии действия сил трения колес основных опор шасси; $f_{тр}$ – коэффициент трения.

Формула для коэффициента $C_{R_{y_{бго}}}$, входящая в (11), имеет следующий вид [6]:

$$C_{R_{y_{бго}}} = C_{y_{бго \delta_3=0}}(\alpha) + \Delta C_{y_{бго}}(\delta_3) + kB \left(C_{y_{бго \delta_3=0}}(\alpha) \bar{S}_{крS} + \Delta C_{y_{бго}}(\delta_3) \frac{\bar{S}_{кр3S}}{\bar{S}_{\phi}} \right) + i \bar{F}_B B \frac{\alpha^\circ + \varphi_{дв}^\circ}{57,3^\circ} + i \bar{F}_B C_N \chi \frac{\alpha^\circ (1 + \varepsilon_*^\alpha) + \varphi_{дв}^\circ}{57,3^\circ}. \quad (12)$$

Формулы для коэффициентов $m_{R_{Z_{бго}}}$ и $m_{Z_{гоS}}$ [6] с учетом принятых упрощающих положений можно переписать следующим образом:

$$m_{R_{Z_{бго}}} = m_{Z_{бго C_y=0; \delta_3 \neq 0}} + (\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\delta_3 \neq 0}}) \times C_{y_{бго \delta_3 \neq 0}}(\alpha) + (\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\alpha_{крS}}}) C_{y_{бго \delta_3=0}}(\alpha) \times \bar{S}_{крS} kB + (\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\delta_3 \neq 0}}) \Delta C_{y_{бго}}(\delta_3) \frac{\bar{S}_{кр3S}}{\bar{S}_{\phi}} kB - i \bar{F}_B \bar{Y}_B + i \bar{F}_B (\bar{X}_B + \bar{X}_T) C_N \chi \frac{\alpha^\circ (1 + \varepsilon_*^\alpha)}{57,3^\circ}; \quad (13)$$

$$m_{Z_{гоS}} = -K_{го} C_{y_{го}}^{\alpha_{го}} \bar{S}_{го} \bar{L}_{го} (\alpha + \varphi_{ст} - \varepsilon_s - \Delta \varepsilon_{S_{экр}} + 0,9 \sqrt{\bar{S}_B} \cdot \delta_{B_{max}}) \left(1 + K_{Vs} \bar{S}_{гоS}^{max} B \right). \quad (14)$$

Для расчета изменения угла скоса потока у горизонтального оперения от влияния экрана при наличии влияния работающих турбовинтовых двигателей может быть использована формула

$$\Delta \varepsilon_{S_{экр}} = -\varepsilon_s \cdot K_{экр}, \quad (15)$$

в которой угол скоса потока с учетом влияния турбовинтовых двигателей ε_s определяется по формуле [6]

$$\varepsilon_s \approx \varepsilon^{C_{y_{бго}}} \cdot C_{R_{y_{бго}}}, \quad (16)$$

а коэффициент $K_{экр}$, зависящий от удаления крыла и горизонтального оперения от экрана, определяется по методу, изложенному в [9] (этот метод рекомендуется к использованию в работах [1, 10]).

После подстановки (11) и (13)...(16) в (10) можно получить искомую формулу для расчета линии, ограничивающей область существования параметров $\bar{S}_{го}$ и \bar{X}_T слева:

$$\begin{aligned} \bar{S}_{го} = & \left[m_{z_{бго} C_{y=0}; \delta_3 \neq 0} + \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{бго} \delta_3 \neq 0} \right) \times \right. \\ & \times C_{y_{бго} \delta_3 \neq 0}(\alpha) + \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\alpha_{кр_3}}} \right) C_{y_{бго} \delta_3 = 0}(\alpha) \times \\ & \times \bar{S}_{кр_3} \text{ kB} + \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\delta_3 \text{кр}_3}} \right) \Delta C_{y_{бго}}(\delta_3) \frac{\bar{S}_{кр_3 s}}{\bar{S}_{кр_3}} \text{ kB} - \\ & - i \bar{F}_B \bar{Y}_B B + i \bar{F}_B (\bar{X}_B + \bar{X}_T) C_N \chi \frac{\alpha^\circ (1 + \epsilon_*^\alpha)}{57,3^\circ} + \\ & \left. + \left(\frac{G}{q S_{кр}} - C_{R_{y_{бго}}} \right) \times \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{ш} - f_{тр} \bar{h}_{ш} \right) \right] : \\ & : \left\{ K_{го} C_{y_{го}}^{\alpha_{го}} \bar{L}_{го} \times \left[\alpha + \varphi_{ст} - \epsilon C_{y_{бго}} \times \right. \right. \\ & \times C_{R_{y_{бго}}} (1 - K_{экр}) + 0,9 \sqrt{\bar{S}_B} \cdot \delta_{Bmax} \left. \right] \times \\ & \left. \times \left(1 + K_{V_s} \bar{S}_{го_s}^{max} B \right) \right\}. \end{aligned} \quad (17)$$

Одним из основных расчетных случаев при расчете граничной линии по формуле (17) является балансировка самолета на режиме взлета в момент отделения передней опоры шасси от взлетно-посадочной полосы. Это объясняется большим влиянием слагаемого $i \bar{F}_B \bar{Y}_B B$ и слагаемого

$$\left(\frac{G}{q S_{кр}} - C_{R_{y_{бго}}} \right) (\bar{X}_T - \bar{X}_{ш} - f_{тр} \bar{h}_{ш}).$$

В том случае, когда при взлетном угле отклонения закрылков горизонтальное оперение самолета располагается в середине струй воздушных винтов, влияние указанных слагаемых в значительной мере компенсируется возрастанием эффективности руля высоты ($K_{V_s} \approx 1,1$).

К основным расчетным случаям следует отнести и балансировку самолета на посадке в момент касания ВПП, т.к. в посадочной конфигурации коэффициенты $m_{z_{бго} C_{y=0}; \delta_3 \neq 0}$ и $C_{y_{бго} \delta_3 \neq 0}(\alpha)$ принимают большие значения.

Выводы

1. Получены формулы для расчета зависимостей относительной площади горизонтального оперения турбовинтового регионального самолета от его центровки, позволяющие учесть влияние работающих турбовинтовых двигателей на продольные аэродинамические характеристики самолета.

2. Основными расчетными случаями при расчете граничной линии, ограничивающей область существования параметров $\bar{S}_{го}$ и \bar{X}_T справа и отражающей требования к критерию продольной статической управляемости самолета по перегрузке X_B^{ny} , являются режим крейсерского полета, режим точного выдерживания заданного угла наклона посадочной глиссады и режим ухода на второй круг в посадочной конфигурации.

3. Основными расчетными случаями при расчете граничной линии, ограничивающей область существования параметров $\bar{S}_{го}$ и \bar{X}_T слева и отражающей требования к продольной балансировке самолета, являются продольная балансировка самолета на режиме взлета в момент отделения передней опоры шасси от ВПП и продольная балансировка самолета на режиме посадки в момент касания ВПП.

Литература

1. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов [Текст] / под ред. Г.С. Бюшгенга. – Издательский отдел ЦАГИ – Авиаиздательство КНР. – Москва-Пекин, 1995. – 772 с.
2. Проектирование самолетов [Текст]: учеб. для ВУЗов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др.; Мин-во высшего и среднего спец. образования СССР; под ред. С.М. Егера. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
3. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолетов [Текст]: пер. с англ. / Э. Торенбик. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
4. Авиация общего назначения [Текст]: рекомендации для конструкторов / под ред. В.Г. Микеладзе. – Издательство АО „Аэрокон“, 1996. – 362 с.
5. Пустовойтов, В.П. Методика расчета влияния воздушных винтов на аэродинамические характеристики самолета [Текст] / В.П. Пустовойтов, С.Я. Наумов, В.И. Руденя // Труды ЦАГИ. – 1971. – 40 с.
6. 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.

7. Пустовойтов, В.П. Метод получения требуемых характеристик управляемости турбовинтовых региональных самолетов [Текст] / В.П. Пустовойтов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 5(41). – С. 5-13.

8. *Авиационные правила / Часть 25 [Текст] // Межгосударственный авиационный комитет. – ОАО „Авиаиздат“, 2009. – 266 с.*

9. Owen, P.R. and Hogg H., *Ground Effect on Downwash with Slipstream, ARC R&M 2449, 1952.*

10. Эткин, Б. *Динамика полета: устойчивость и управляемость [Текст]: пер. с англ. / Б. Эткин. – М.: Машиностроение, 1964. – 494 с.*

Поступила в редакцию 26.12.2012, рассмотрена на редколлегии 16.01.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой проектирования и конструкций самолетов А.Г. Гребеников, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского „ХАИ“, Харьков.

ДО РОЗРАХУНКУ ПЛОЩІ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕННЯ І ГРАНИЧНИХ ЦЕНТРУВАНЬ ТУРБОГВИНТОВОГО РЕГІОНАЛЬНОГО ЛІТАКА НА ЕТАПІ ПОПЕРЕДНЬОГО ПРОЕКТУВАННЯ

В.П. Пустовойтов

Викладено формули для розрахунку залежності відносної площі горизонтального оперення турбогвинтового регіонального літака від його центрування, які дозволяють досить коректно врахувати вплив працюючих турбогвинтових двигунів на поздовжні аеродинамічні характеристики літака. Виведення формул базоване на розгляді вимог до критерія поздовжньої статичної керованості літака по перевантаженню та вимог до поздовжнього балансування літака на різних режимах польоту. Шляхом аналізу одержаних формул визначено основні розрахункові випадки, які рекомендується розглядати під час розрахунку граничних ліній на етапі попереднього проектування турбогвинтового регіонального літака.

Ключові слова: відносна площа горизонтального оперення, центрування літака, гранична лінія, вплив турбогвинтового двигуна на поздовжні аеродинамічні характеристики літака, критерій поздовжньої статичної керованості літака по перевантаженню, поздовжнє балансування літака.

ISSUES OF THE CALCULATION OF TAIL AREA RATIO AND EXTREME CG POSITIONS OF REGIONAL TURBOPROP AIRCRAFT AT THE PRELIMINARY DESIGN STAGE

V.P. Pustovoytov

The paper presents formulae for calculation of variations of the horizontal tail area ratio for the aircraft CG positions making it possible to reasonably allow for the effect of the running turboprop engines on the longitudinal aerodynamic characteristics of the aircraft. The development of the formulae is based on the consideration of the requirements for the aircraft static longitudinal maneuvering stability and the longitudinal trim requirements. Analysis of the obtained formulae allowed to determine main design conditions recommended to be examined when analyzing margin lines at the stage of regional turboprop aircraft preliminary design.

Key words: tail area ratio, aircraft CG position, margin line, effect of turboprop engine on the aircraft longitudinal aerodynamic characteristics, aircraft static longitudinal maneuvering stability criterion, longitudinal aircraft trim.

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