

УДК 629.735

Л.В. КАПИТАНОВА

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина

ВЛИЯНИЕ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ НА СКОРОСТЬ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ ПРИ ВЗЛЕТЕ МОДИФИКАЦИЙ САМОЛЕТА

Исследуется влияние на скорость принятия решения при разбеге модификаций самолетов транспортной категории таких основных факторов, как относительная масса и тяговооруженность модификации. Задача решена путем моделирования движения самолета по взлетно-посадочной полосе в момент взлета. На примере тяжелого транспортного самолета дана количественная оценка влияния изменений его массы и тяговооруженности на диапазон скоростей принятия решений о продолжении или прекращении взлета с отказавшим критическим двигателем. Модель оценки представлена в безразмерных параметрах и поэтому применима для самолетов транспортной категории всех типов.

Ключевые слова: модификация самолета, взлетно-посадочные характеристики, скорость принятия решения, длина разбега, прерванный взлет.

Введение

Процесс разработки модификаций широко распространен в современном самолетостроении [1, 2]. Изменения при проектировании модификаций осуществляются ради достижения в модификациях необходимых характеристик их конкурентоспособности, таких как: диаграмма «груз-дальность», топливная эффективность, себестоимость тонно-километра авиаперевозок [1].

Достижение требуемых характеристик конкурентоспособности осуществляется путем изменения основных параметров модификаций, таких как их относительный взлетный вес \bar{G}_0 и относительная величина тяговооруженности \bar{t}_0 [3].

Изменения этих определяющих параметров влияют практически на все агрегаты и системы модификаций, в том числе и на взлетно-посадочные характеристики (ВПХ), т.е. на дистанцию взлета и набора высоты и на один из важнейших параметров – скорость принятия решения на прекращение и продолжение взлета V_1 (рис. 1). Важность этого параметра определяется не только сохранением у модификаций ВПХ близких к базовому варианту самолета, но и возможностью модификаций самолета на заявленных аэродромах базирования.

Цель работы

Путем моделирования движения самолета на наземном участке количественно оценить влияние измененных параметров \bar{G}_0 и \bar{t}_0 на величину скорости принятия решений V_1 при взлете.

Решение поставленной задачи

На участке разбега самолет перемещается по взлетно-посадочной полосе (ВПП) со скоростью от $V_p = 0$ до скорости отрыва $V_{отр}$.

При расчете разбега [4] принимаем, что весь этот участок совершается на основных опорах шасси. Угол атаки (α_p) и угол отклонения тяги (φ_T) в процессе разбега считаются постоянными, что позволяет принять $\alpha_p - \varphi_T \cong 0$, а $\cos(\alpha_p + \varphi_T) \cong 0$ и $\sin(\alpha_p + \varphi_T) \cong 0$.

Интегральное уравнение длины разбега при принятых допущениях имеет вид:

$$L_p = \frac{1}{2g} \int_0^{v_{отр.}^2} \frac{dv^2}{K_1 t_0 - f_k - \frac{\rho_0 S_{СКР} V^2}{2G_0} (C_{Xp} - f_k C_{Yp})} \quad (1)$$

Интегрирование осуществляется графически от $V_p = 0$ до

$$V_{отр.} = \sqrt{\frac{2G_0}{\rho_0 C_{Yотр} S_{СКР}}} \quad (2)$$

Для оценки влияния роста взлетного веса модификации по сравнению с базовым самолетом воспользуемся достаточно точным аналитическим выражением длины разбега [4, 5]

$$L_p \cong \frac{V_{отр.}^2}{2g \left(K_1 t_0 - f_k - \frac{\rho_0 C_{Xp} S_{СКР}}{6G_0} V_{отр.}^2 \right)}, \quad (3)$$

где: K_1 – коэффициент, учитывающий падения тяги двигателей по скорости и потери в воздухозаборниках.

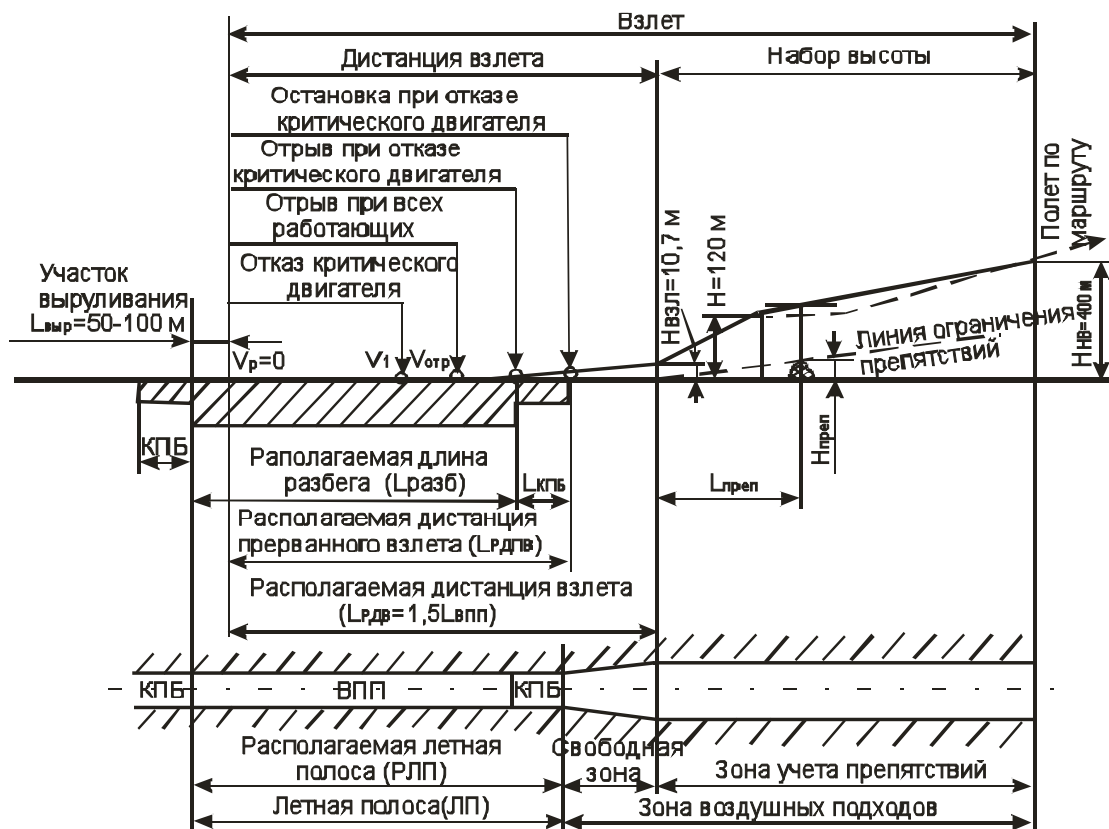


Рис.1. Типичная дистанция взлета и набора высоты самолета транспортной категории

Для ТРД при стандартной атмосфере $K_1 \cong 0,9$
 для $t_{H.}^0 = 30^\circ \text{C}$ и 730 мм рт.ст. $K_1 \cong 0,813$;

f_K – коэффициент трения качения
 $0,02 \leq f_K \leq 0,08$,
 0,02 – по сухому бетону, 0,04 – по твердому
 грунту;

C_{Xp} – коэффициент лобового сопротивления
 при разбеге.

При равенстве длин разбега базового и мо-
 дифицированного самолета $\bar{L}_R = L_R / L_{R.Б.} = 1$
 и неизменяемых $K_1, f_K, \rho_0, C_{Xp}, C_{Уотр}, S_{КР}$.
 имеем равенство

$$\frac{1}{K_1 t_{O.Б.} - f_K - \frac{\rho_0 C_{Xp} S_{КР}}{6G_{O.Б.}} V_{OТР.Б.}^2} = \frac{\bar{V}_{OТР.}^2}{K_1 t_{O.Б.} \bar{t}_O - f_K - \frac{\rho_0 C_{Xp} S_{КР}}{6G_O} V_{OТР.}^2} \quad (4)$$

Подставив из (2) выражение $V_{OТР.Б.}^2, V_{OТР.}^2$
 и получим выражение для оценки изменения
 масс возможных модификаций

$$\bar{G}_O = \frac{\frac{K_1}{f_K + C_{Xp} / 3C_{Уотр.}} \cdot t_{O.Б.} \bar{t}_O - 1}{\frac{K_1}{f_K + C_{Ур.} / 3C_{Уотр.}} \cdot t_{O.Б.} - 1} \quad (5)$$

Скорость принятия решения (V_1) при разбеге
 должна обеспечивать безопасное прекращение
 или продолжение взлета с отказавшим крити-
 ческим двигателем [5].

Дистанция прерванного взлета
 ($L_{ДПВ.} \leq L_{РДПВ.}$) и потребная дистанция
 законченного разбега ($L_{ПДЗР.} \leq L_{РДР.}$) соот-
 ветственно равны:

$$L_{РДПВ.} \geq L_{ДПВ.} = L_{0 \rightarrow V_{OТК.}} + L_{V_{OТК.} \rightarrow V_1} + L_{V_1 \rightarrow 0} \quad (6)$$

$$L_{РДР.} \geq L_{ПДЗР.} = L_{0 \rightarrow V_{OТК.}} + L_{V_{OТК.} \rightarrow V_1} + L_{V_1 \rightarrow V_{OТР.}} \quad (7)$$

$L_{0 \rightarrow V_{\text{ОТК.}}}$ – длина участка разбега со всеми работающими двигателями от старта до момента отказа критического двигателя на скорости $V_{\text{ОТК.}}$;

$L_{V_{\text{ОТК.}} \rightarrow V_1}$ – длина участка разгона с одним неработающим двигателем и при нормальной работе остальных до достижения скорости принятия решения;

$L_{V_1 \rightarrow 0}$ – длина участка торможения с неработающим двигателем от скорости V_1 , до полной остановки;

$L_{V_1 \rightarrow V_{\text{ОТР.}}}$ – длина участка разгона с одним неработающим двигателем и при нормальной работе остальных от скорости V_1 , до скорости отрыва ЛА $V_{\text{ОТР.}}$.

Для определения V_1 надо располагаемую дистанцию прерванного взлета (6), уменьшенную на длину концевой полосы безопасности ($L_{\text{КПБ.}}$) приравнять к потребной дистанции завершенного разбега (7). Получим

$$L_{V_1 \rightarrow V_{\text{ОТР.}}} = L_{V_1 \rightarrow 0} - L_{\text{КПБ.}} \quad (8)$$

При принятых допущениях, используя интегральное уравнение (1), получим достаточно точное аналитическое выражение.

$$\frac{V_{\text{ОТР.}}^2 - V_1^2}{2q \left[K_1 \left(1 - \frac{1}{\eta_{\text{ДВ.}}} \right) t_0 - f_{\text{К.}} - \frac{\rho_0 C_{\text{Хр.}} S_{\text{КР.}}}{6G_0} \left(\frac{V_{\text{ОТР.}}^3 - V_1^3}{V_{\text{ОТР.}} - V_1} \right) \right]} = \frac{K_2 V_1^2}{2q \left[K_1 \left(1 - \frac{1}{\eta_{\text{ДВ.}}} \right) r_{\text{р.}} t_0 + f_{\text{ГР.}} + \frac{\rho_0 C_{\text{Хпр.}} S_{\text{КР.}}}{6G_0} V_1^2 \right]} - L_{\text{КПБ.}} \quad (9)$$

$\eta_{\text{ДВ.}}$ – количество двигателей;

$C_{\text{ХГР.}}$ – коэффициент лобового сопротивления при пробеге;

$$\bar{t}_0 = t_0 / t_{\text{ОБ.}}, \quad \bar{V}_{\text{ОТР.}}^2 = V_{\text{ОТР.}}^2 / V_{\text{ОТР.Б.}}^2 = \bar{G}_0 = G_0 / G_{\text{ОБ.}}, \quad \bar{V}_1 = V_1 / V_{\text{Б.}}$$

$$\frac{V_{\text{ОТР.Б.}}^2 \bar{G}_0 - V_{\text{Б.}}^2 \bar{V}_1^2}{K_1 \left(1 - \frac{1}{\eta_{\text{ДВ.}}} \right) t_{\text{ОБ.}} \bar{t}_0 - f_{\text{К.}} - \frac{\rho_0 C_{\text{Хр.}} S_{\text{КР.}}}{6G_{\text{ОБ.}} \bar{G}_0} (V_{\text{ОТР.Б.}}^2 \bar{G}_0 + V_{\text{Б.}} V_{\text{ОТР.Б.}} \bar{V}_1 \sqrt{\bar{G}_0} + V_{\text{Б.}}^2 \bar{V}_1^2)} = \frac{K_2 V_{\text{Б.}}^2 \bar{V}_1^2}{K_1 \left(1 - \frac{1}{\eta_{\text{ДВ.}}} \right) r_{\text{р.}} t_{\text{ОБ.}} \bar{t}_0 + f_{\text{ГР.}} + \frac{\rho_0 C_{\text{Хпр.}} S_{\text{КР.}}}{6G_{\text{ОБ.}} \bar{G}_0} V_{\text{Б.}}^2 \bar{V}_1^2} - 2qL_{\text{КПБ.}} \quad (11)$$

K_2 – коэффициент, учитывающий время для принятия летчиком решения и время включения тормозных средств ЛА;

$r_{\text{р.}}$ – коэффициент отношения тяги реверса к прямой тяге двигателей;

$f_{\text{ГР.}}$ – приведенный коэффициент трения колес при пробеге (среднее его значение).

$$f_{\text{ГР.}} = \vartheta \frac{\bar{l}_{\text{НШ.}} f_{\text{ТР.}} + \bar{l}_{\text{ОШ.}} f_{\text{К.}}}{1 + \bar{h}_{\text{Ш.}} (f_{\text{ТР.}} - f_{\text{К.}})} \quad (10)$$

$\vartheta = 0,75 \dots 0,95$ – коэффициент, зависящий от качества (в частности, от инерционности) противоюзного автомата растормаживания основных колес шасси. При тормозных носовых колесах $f_{\text{ГР.}} = \vartheta \cdot f_{\text{ТР.}}$;

$f_{\text{ТР.}}$ – коэффициент трения заторможенных колес основных стоек шасси;

$f_{\text{ТР.}} = (V, \text{ покрытие ВПП})$;

$\bar{l}_{\text{НШ.}} = l_{\text{НШ.}} / l_{\text{Ш.}}$, $\bar{l}_{\text{ОШ.}} = l_{\text{ОШ.}} / l_{\text{Ш.}}$, $\bar{h}_{\text{Ш.}} = h_{\text{Ш.}} / l_{\text{Ш.}}$ – относительные (к базе шасси, $l_{\text{Ш.}}$) линейные

размеры выноса носового ($l_{\text{НШ.}}$) и основного шасси ($l_{\text{ОШ.}}$) от центра тяжести ЛА,

$h_{\text{Ш.}}$ – линейный размер центра тяжести ЛА от плоскости ВПП.

Преобразуем уравнение (9) в относительных величинах и получаем уравнение (11).

Выражение (11) дает возможность оценить влияние относительной скорости принятия решения от относительного роста взлетного веса и относительной тяговооруженности возможных модификаций самолета.

Прерванный взлет протекает как нормальный до момента отказа критического двигателя или систем самолета, влияющих на взлетные характеристики. После принятия летчиком решения начинается прекращение взлета с торможением до полной остановки [6, 7]

Известное, достаточно точное аналитическое выражение для определения дистанции прерванного взлета, имеет вид [5] :

$$L = \frac{V_1^2}{2q} \left[\frac{1}{K_1 t_0 - f_K - \frac{\rho_0 C_{Xp} S_{Kp}}{6G_0} V_1} + \frac{K_2}{K_1 \left(1 - \frac{1}{\eta_{ДВ.}}\right) t_{р.} t_0 + f_{ПР.} + \frac{\rho_0 C_{Xp} S_{Kp}}{6G_0} V_1^2} \right] \quad (12)$$

Преобразуем уравнение (12) в относительных величинах $\bar{t}_0, \bar{G}_0, \bar{V}_1$ и условию, что $\bar{L}_{ПРЕРВ. Б.} = L_{ПРЕРВ. Б.} / L_{ПРЕРВ. Б.} = 1$.

$$\bar{L}_{ПРЕРВ. Б.} = \frac{V_{1Б}^2 \bar{V}_1^2}{2q} \times \left[\frac{1}{K_1 t_{0Б} \bar{t}_0 - f_K - \frac{\rho_0 C_{Xp} S_{Kp}}{6G_{0Б} \bar{G}_0} V_{1Б}^2 \bar{V}_1^2} + \frac{K_2}{K_1 \left(1 - \frac{1}{\eta_{ДВ.}}\right) t_{р.} t_{0Б} \bar{t}_0 + f_{ПР.} + \frac{\rho_0 C_{Xp} S_{Kp}}{6G_{0Б} \bar{G}_0} V_{1Б}^2 \bar{V}_1^2} \right] \quad (13)$$

Заменив второе слагаемое в (13) из (11), получим взаимосвязь трех относительных величин

$$\bar{L}_{ПРЕРВ. Б.} = \frac{1}{2q} \times \left[\frac{V_{ОТР. Б.}^2 \bar{G}_0 - V_{1Б}^2 \bar{V}_1^2}{K_1 \left(1 - \frac{1}{\eta_{ДВ.}}\right) t_{0Б} \bar{t}_0 - f_K - \frac{\rho_0 C_{Xp} S_{Kp}}{6G_{0Б}} \bar{G}_0 (V_{ОТР. Б.}^2 \bar{G}_0 + V_{1Б} V_{ОТР. Б.} \bar{V}_1 \sqrt{\bar{G}_0} + V_{1Б}^2 \bar{V}_1^2)} + \frac{V_{1Б}^2 \bar{V}_1^2}{K_1 t_{0Б} \bar{t}_0 - f_K - \frac{\rho_0 C_{Xp} S_{Kp}}{6G_{0Б} \bar{G}_0} V_{1Б}^2 \bar{V}_1^2} + 2q L_{КПБ.} \right] \quad (14)$$

Из зависимости (14) наиболее просто выразить $\bar{t}_0 = f(\bar{G}_0, \bar{V}_1)$.

Введем обозначения:

$$\alpha_1 = f_K + \frac{1}{3} \frac{C_{Xp} V_{1Б}^2}{C_{Уотр.} V_{ОТР. Б.}^2} \frac{\bar{V}_1}{\bar{G}_0}, \quad (15)$$

$$\alpha_2 = \alpha_1 + \frac{1}{3} \frac{C_{Xp}}{C_{Уотр.}} \left(1 + \frac{V_{1Б.}}{V_{ОТР. Б.}} \frac{\bar{V}_1}{\sqrt{\bar{G}_0}} \right). \quad (16)$$

В выражение (14) подставим α_1 и α_2 , и получим зависимость относительно \bar{t}_0 .

$$2q(L_{ПРЕРВ. Б.} - L_{КПБ.}) = \frac{V_{1Б} \bar{V}_1}{K_1 t_{0Б} \bar{t}_0 - \alpha_1} + \frac{V_{ОТР. Б.}^2 \bar{G}_0 - V_{1Б}^2 \bar{V}_1^2}{K_1 \left(1 - \frac{1}{\eta_{ДВ.}}\right) t_{0Б} \bar{t}_0 - \alpha_2}, \quad (17)$$

$$\begin{aligned} \bar{t}_0^2 - \frac{2q(L_{ПРЕРВ. Б.} - L_{КПБ.}) \left(\alpha_1 - \frac{\alpha_1}{\eta_{ДВ.}} + \alpha_2 \right) - \frac{V_{1Б}^2 \bar{V}_1^2}{\eta_{ДВ.}} + V_{ОТР. Б.}^2 \bar{G}_0}{2q(L_{ПРЕРВ. Б.} - L_{КПБ.}) K_1 \left(1 - \frac{1}{\eta_{ДВ.}}\right) t_{0Б.}} \bar{t}_0 + \\ + \frac{2q(L_{ПРЕРВ. Б.} - L_{КПБ.}) \alpha_1 \alpha_2 + V_{1Б}^2 (\alpha_2 - \alpha_1) \bar{V}_1^2 + V_{ОТР. Б.}^2 \alpha_1 \bar{G}_0}{2q(L_{ПРЕРВ. Б.} - L_{КПБ.}) K_1^2 \left(1 - \frac{1}{\eta_{ДВ.}}\right) t_{0Б.}^2} = 0 \end{aligned} \quad (18)$$

Для анализа зависимости (18) в качестве примера возьмем базовый ЛА со следующими параметрами: $G_{\text{ОБ.}} = 300000$ кг; $S_{\text{КР.}} = 600$ м²; $\eta_{\text{ДВ.}} = 4$; $t_{\text{ОБ.}} = 0,30$; $K_1 \cong 0,813$; $r_p = 0,4$; $q = 9,81$ м/сек²; $\rho_0 = 0,114$ кг·свк²/м⁴; $f_{\text{К.}} = 0,02$; $f_{\text{ПР.}} = 0,25$; $L_{\text{Р.Б.}} = 1263$ м; $C_{\text{Хр.}} = 0,08$; $C_{\text{Хпр.}} = 0,30$; $C_{\text{Уотр.}} = 1,70$; $L_{\text{ПРЕРВ.Б.}} = 1716$ м; $L_{\text{КПБ.}} = 300$ м; $V_{\text{ИБ.}} = 65$ м/сек (234 км/час); $V_{\text{ОТР.Б.}} = 71,828$ м/сек ($\cong 258,581$ км/час).

Заметим, что параметры базового самолета удовлетворяют выражениям (2), (9), (10) и (12).

Подставим в (18) численное значение параметров базового самолета:

$$\alpha_1 = 0,02 + 0,0128457 \frac{\bar{V}_1^2}{\bar{G}_0};$$

$$\alpha_2 = 0,0356862 + 0,0128457 \frac{\bar{V}_1^2}{\bar{G}_0} + 0,0141951 \frac{\bar{V}_1}{\sqrt{\bar{G}_0}};$$

$$\alpha_2 - \alpha_1 = 0,0156862 + 0,0141951 \frac{\bar{V}_1}{\sqrt{\bar{G}_0}};$$

$$\alpha_1 - \frac{\alpha_1}{\eta_{\text{ДВ.}}} + \alpha_2 = 0,0506862 + 0,0141957 \frac{\bar{V}_1}{\sqrt{\bar{G}_0}} + 0,0224799 \frac{\bar{V}_1^2}{\bar{G}_0};$$

$$\alpha_1 \alpha_2 = 10^{-7} (7137,24 + 2839,14 \frac{\bar{V}_1}{\sqrt{\bar{G}_0}} + 7153,2821 \times \frac{\bar{V}_1^2}{\bar{G}_0} + 1823,537 \frac{\bar{V}_1^3}{\bar{G}_0 \sqrt{\bar{G}_0}} + 1650,12 \frac{\bar{V}_1^4}{\bar{G}_0^2});$$

$$2q(L_{\text{ПРЕРВ.Б.}} - L_{\text{КПБ.}}) = 277,92 \text{ м}^2/\text{сек}^2;$$

$$2q(L_{\text{ПРЕРВ.Б.}} - L_{\text{КПБ.}}) K_1 \left(1 - \frac{1}{\eta_{\text{ДВ.}}}\right) t_{\text{О.Б.}} = 5082,0075 \text{ м}^2/\text{сек}^2;$$

$$2q(L_{\text{ПРЕРВ.Б.}} - L_{\text{КПБ.}}) K_1^2 \left(1 - \frac{1}{\eta_{\text{ДВ.}}}\right) t_{\text{О.Б.}}^2 = 1239,5014 \text{ м}^2/\text{сек}^2;$$

$$\frac{V_{\text{ИБ.}}^2}{\eta_{\text{ДВ.}}} = 1056,25 \text{ м}^2/\text{сек}^2; \quad V_{\text{ИБ.}}^2 = 4225 \text{ м}^2/\text{сек}^2;$$

$$V_{\text{ОТР.Б.}}^2 = 5159,2615 \text{ м}^2/\text{сек}^2.$$

После такой подстановки параметров базового самолета и округления до третьего знака получают значения:

$$\bar{t}_0^2 - (0,277 + 0,077 \frac{\bar{V}_1}{\sqrt{\bar{G}_0}} + 0,123 \frac{\bar{V}_1^2}{\bar{G}_0} - 0,208 \bar{V}_1^2 + 1,015 \bar{G}_0) \bar{t}_0 + 0,016 + \quad (19)$$

$$0,006 \frac{\bar{V}_1}{\sqrt{\bar{G}_0}} + 0,016 \frac{\bar{V}_1^2}{\bar{G}_0} + 0,004 \frac{\bar{V}_1^3}{\bar{G}_0 \sqrt{\bar{G}_0}} + 0,004 \frac{\bar{V}_1^4}{\bar{G}_0^2} + 0,107 \bar{V}_1^2 + 0,048 \frac{\bar{V}_1^3}{\bar{G}_0} + 0,083 \bar{G}_0 = 0.$$

При подстановке в (19) значений $\bar{G}_0 = 1$ и $\bar{V}_1 = 1$, получим: $\bar{t}_0^2 - 1,284 \bar{t}_0 + 0,284 = 0$ $\bar{t}_0 = 1$, что подтверждает правильность выражения (19).

Представим зависимость (19) в графическом виде для значений $\bar{V}_1 = 0; 0,5; 0,8; 0,9; 1,0; 1,1; 1,2$ и $1,3$ при $\bar{G}_0 = 0,4; 0,5; 0,6; 0,7; 0,8; 0,9; 1,0; 1,1; 1,2; 1,3$ и $1,4$ (см. рис. 2).

На рис. 2 нанесена также зависимость (5) при $f_{\text{К.}} = 0,02$ и $K_1 = 0,813$ (штрих-пунктир).

Выделенная зона (1-2-3-4-5-1) зависимости $\bar{t}_0 = f(\bar{G}_0, \bar{V})$ при $L_{\text{ПРЕРВ.}} \cong 1,0$ определена следующими ограничениями (граничными условиями):

1. Линией 1 ... 2 — ограничением из условий возможной эксплуатации самолета. Например, снижение взлетного веса базового самолета за счет неполной загрузки его топливом или полезной нагрузки. При этом принято ограничение $\bar{G}_{0 \text{ min}} = 0,78$, т.е. $G_{0 \text{ min}} = 234$ т вместо $G_0 = 300$ т.

2. Линией 2 ... 3 — ограничением $\bar{V}_1 = 0$.

Уравнение (19) превращается в зависимость

$$\bar{G}_0 = 0,985 \bar{t}_0 - 0,192, \quad (20)$$

которую можно рассматривать, как завершённый разбег с одним отказавшим критическим двигателем в момент старта самолета.

В рассматриваемом примере потребная дистанция завершённого разбега равна $L_{\text{ПДЗР.}} = L_{\text{ПРЕРВ.}} - L_{\text{КПБ.}} = 1716 - 300 = 1416$ м, как для базового, так и для других рассматриваемых модификаций.

3. Линией 3 ... 4 — ограничением по имеющимся возможностям увеличения потребной тяги силовой установки, а следовательно, энерговооруженности самолета $\bar{t}_{0 \text{ max.}} = 1,28$.

Увеличение потребной тяги силовой установки самолета в рассматриваемых относитель-

ных пределах $1,0 \leq \bar{t}_0 \leq 1,28$ может быть обеспечено как наличием автоматически включаемому (по сигналу отказа двигателя) форсированного режима работы двигателя, так и возможностью установки на модификацию более мощных двигателей.

4. Линией 4 ... 5 – ограничением по массе самолета из условий прочности, определенным наиболее тяжелыми случаями нагружения различных частей самолета (крыла, оперения, шасси и т.д.) по режимам эксплуатации. В нашем случае принято $\bar{G}_{0\max} = 1,26$.

5. Линией 5 ... 1 – ограничением $V_1 = V_{\text{отр.}}$. Данное ограничение дает зависимость

$$V_{1Б} \bar{V}_1 = V_{\text{отр.Б.}} \bar{V}_{\text{отр.}} = V_{\text{отр.Б.}} \sqrt{\bar{G}_0},$$

$$\bar{G}_0 = \frac{V_{1Б}^2}{V_{\text{отр.Б.}}^2} \bar{V}_1^2 \quad (21)$$

$$\text{или } \bar{G}_0 = 0,819 \bar{V}_1^2, \quad (22)$$

которую можно рассматривать, как заверченный разбег с одним отказавшим критическим двигателем в момент отрыва модификаций (см. выше п. 2).

Используя данные, приведенные на рис. 2, построим в координатах \bar{G}_0 и \bar{V}_1 при различных \bar{t}_0 зависимость $\bar{V}_1 = f(\bar{G}_0, \bar{t}_0)$, которая показана на рис. 3.

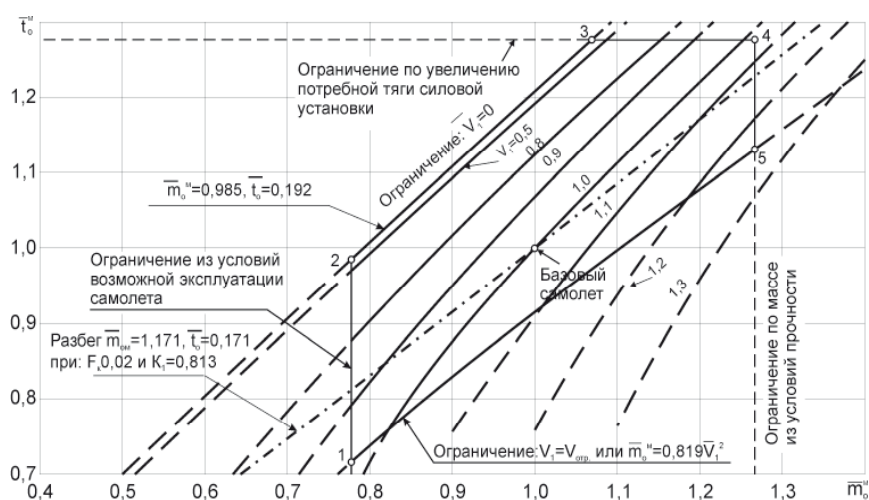


Рис. 2. Влияние изменения масс модификаций (\bar{G}_0) и скорости принятия решений (\bar{V}_1) на требуемую величину тяговооруженности (\bar{t}_0)

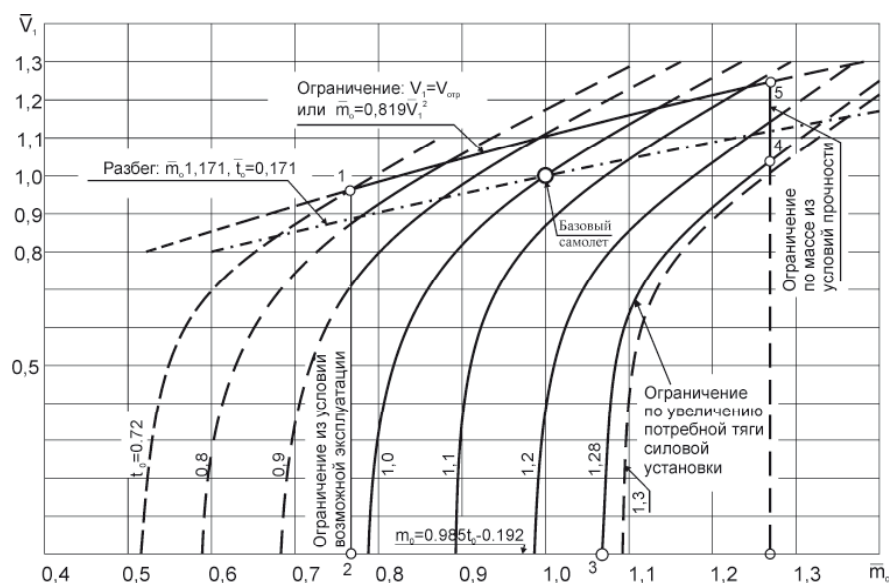


Рис. 3. Влияние изменений взлетного веса (\bar{G}_0) и тяговооруженности возможных модификаций на скорость принятия решений (\bar{V}_1) при взлете самолета транспортной категории

Выводы

Скорость принятия решения V_1 устанавливается в Руководстве по летной эксплуатации (РЛЭ) и должна быть больше или равна минимальной эволютивной скорости разбега

($V_{\min.эв.}$), на которой при отказе критического двигателя обеспечивается управление самолетом с помощью аэродинамических органов для поддержания прямолинейного движения

$V_1 \geq V_{\min.эв.}$, а также меньше или равна скорости подъема передней стойки шасси, которая

также устанавливается в РЛЭ $V_1 \leq V_{п.ст.}$ [6].

Полученные в работе зависимости позволяют количественно оценить влияние изменений взлетного веса и тяговооруженности модификаций на относительную величину скорости принятия решений при сохранении одного из основных параметров – дистанции прерванного взлета, т.е. заявленных аэродромов базирования модификаций самолета.

Литература

1. Шейнин В.М. Роль модификаций в развитии авиационной техники [Текст] / В.М. Шейнин, В.М. Макаров. – М.: Наука, 1983. – 226 с.
2. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов [Текст]: пер. с англ./Э. Торенбик. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.

3. Капитанова Л.В. Основные условия сохранения базовых взлетно-посадочных характеристик при разработке модификаций самолетов [Текст] // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. научн. тр. НАКУ ХАИ – Х.: НАКУ «ХАИ», – 2007. – Вып. 2 (49). – С. 11-19.

4. Бочкарев А.Ф. Аэродинамика самолета [Текст] / А.Ф. Бочкарев, В.В. Андреевский, В.М. Белоконов и др. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.

5. Прельштейн В.Н. К выводу уравнений движения самолета при разбеге и пробеге с учетом упругости его конструкции и амортизационных характеристик шасси [Текст] / В.Н. Прельштейн, И.В. Тимофеева. – М.: Тр. Гос. НИИГА. – 1972. – №17. – С. 34 – 42.

6. Капитанова Л.В. Определение допустимых изменений массы и потребной тяговооруженности модификаций тяжелых самолетов транспортной категории по условиям их прерванного взлета [Текст] / Л.В. Капитанова // Вісті академії інженерних наук України. – К.: НТУУ КПУ. – 2007. – Вип. 3(33). – С. 99-106.

7. Авиационные правила. Ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. [Текст]. – М.: МАК, 1994.

Поступила в редакцию 13.05.2013

Л.В. Капітанова. Вплив основних параметрів на швидкість прийняття рішень при зльоті модифікацій літака

Досліджується вплив на швидкість ухвалення рішення при розбігу модифікацій літаків транспортної категорії таких основних факторів, як відносна маса й тягоозброєність модифікації. Завдання вирішене шляхом моделювання руху літака по злітно-посадочній смузі в момент зльоту. На прикладі важкого транспортного літака дана кількісна оцінка впливу змін нею маси й тягоозброєності на діапазон швидкостей прийняття рішень про продовження або припинення зльоту із критичним двигуном, що відмовив. Модель оцінки представлена в безрозмірних параметрах і тому застосовано для літаків транспортної категорії всіх типів.

Ключові слова: модифікація літака, злітно-посадочні характеристики, довжина розбігу, перерваний зліт.

L.V. Kapitanova. Main parameters influence on decision speed during takeoff of modified airplane

The main factors (relative mass and thrust-to-weight ratio) influence of modified airplane on decision speed during takeoff of modified transport category airplanes is explored. The problem is solved by airplane motion modeling on runway during takeoff. Quantitative estimation of influence of an airplane mass and thrust-to-weight ratio variation on decision speed of continued or aborted takeoff with critical engine failure is given on the base of example of heavy transport airplane. Estimation model is given in dimensionless parameters and so is applicable for any types of transport category airplanes.

Key words: airplane modification, takeoff and landing performance, decision speed, takeoff run, aborted takeoff.