

УДК 629.735.33.017

Л.В. КАПИТАНОВА

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***МОДЕЛЬ ВЫБОРА ИСХОДНЫХ ПАРАМЕТРОВ МОДИФИКАЦИИ САМОЛЕТА ПО ПАРАМЕТРУ ДЛИНЫ РАЗБЕГА ПРИ ВЗЛЕТЕ**

Представлена и проанализирована модель определения взлетной массы и тяговооруженности при условии равенства длины разбега модифицированного и базового самолетов.

**модификация самолета, базовый самолет, длина разбега, взлетно-посадочные характеристики, удельная нагрузка на крыло, тяговооруженность, взлетная масса самолета**

**Введение**

Одной из современных проблем проектирования модификаций самолетов является их планирование, проводимое еще в период предэскизного проектирования и даже на стадии предварительных изысканий. Анализ динамики изменения характеристик модификаций самолетов (существующих и разрабатываемых) [1] показывает, что увеличение массы и удельной нагрузки на крыло модификации самолетов, неизбежно влечет за собой существенное ухудшение взлетно-посадочных характеристик (ВПХ), т.е. увеличение длины разбега и пробега, потребной длины взлетно-посадочной полосы (ВПП), а иногда и повышение класса аэродромов базирования по отношению к базовому самолету.

**Формулирование проблемы**

Использование уже известных способов улучшения ВПХ применительно к модификациям самолета практически невозможно, т.к. они требуют коренных изменений в крыле и силовой установке, т.е. фактически разработке нового типа самолета [1]. С учетом этих обстоятельств цель исследований, излагаемых в данной статье – сохранение ВПХ модифицированных самолетов на уровне их базового варианта. Проблемность обеспечения требуемых ВПХ особенно обостряется в процессе создания мо-

дификаций самолетов при неизменных площади крыла и мощности силовой установки.

Взлетно-посадочные характеристики являются одними из наиболее важных параметров проектируемых самолетов [2]. Среди взлетных характеристик следует выделить прежде всего взлетную дистанцию  $L_{взл.д}$ , длину разбега  $L_p$  (рис. 1) дистанцию прерванного взлета, скорость принятия решения  $V_1$  и т.п. [3]. При проектировании модификаций самолета все эти характеристики претерпевают существенное изменение и, как правило, в худшую сторону по сравнению с базовым самолетом [1, 4].

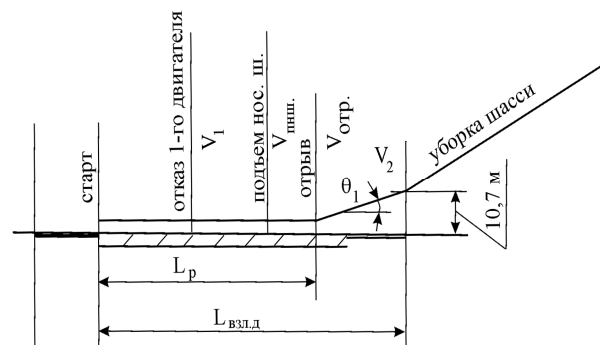


Рис. 1. Основные параметры взлета самолета

В связи с этим перед конструктором неизбежно возникает вопрос, каким образом выбрать параметры модификации, которые обеспечивали бы сохранение взлетно-посадочных характеристик, присущих базовому самолету. Частичному решению этой весьма важной и объемной задачи и посвящена данная статья.

**Решение проблемы**

Важной составляющей взлетно-посадочных характеристик является длина разбега, под которой подразумевается [5] расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента страгивания на линии старта до момента его отрыва от ВПП плюс часть расстояния, пролетаемого до достижения высоты 10,7 м (по НЛГ FAR – половина по НЛГ ВСAR – треть). При взлете со всеми работающими двигателями добавляется запас 15%. Наибольшая потребная длина разбега не должна превышать располагаемой длины взлетной дорожки ВПП, имеющей твердое покрытие, соответствующее массе самолета. Существенное влияние на её величину, как и на другие параметры взлета и посадки, оказывают взлетная масса самолета, т.е. его тяговооруженность  $t_0$  и удельная нагрузка на крыло  $p_0$ , т.е. параметры, наиболее изменяемые при разработке модификаций самолетов. Такие данные для ряда конкретных самолетов представлены в табл. 1 и 2 и показаны на рис. 2.

Обобщенная зависимость увеличения потребной длины взлетно-посадочной полосы при разработке модифицированных самолетов с увеличенной взлетной массой и удельной нагрузкой на крыло показана на рис. 3.

Таблица 1

Изменения длины разбега пассажирских самолетов типа ERJX в процессе их модификации (Бразилия)

Тип самолета и его модификации	Число пассажиров	Взлетная масса, кг	Удельная нагрузка на крыло, кг/м <sup>2</sup>	Длина разбега, м
ERJ135ER	37	19000	384	1516
ERJ135LR	37	20000	404	1673
ERJ140ER	44	20150	407	1693
ERJ140LR	44	20200	408	1934
ERJ145ER	50	20500	414	1752
ERJ145LR	50	22000	444	2233
ERJ145XR	50	24000	484	2093

Таблица 2

Изменения длины разбега модификаций самолета Боинг-737

Тип самолета и его модификации	Число пассажиров	Взлетная масса, кг	Удельная нагрузка на крыло, кг/м <sup>2</sup>	Длина разбега по FAR, м
737-100	103	50346	571	1290
737-200A	120	52386	594	2058
737-200Ф	120	58333	662	2734
737-200С	120	58333	662	2734
737-300	126	56473	641	2012
737-400	147	62824	713	2356
737-400Н	147	68040	772	2664
737-500	110	52164	592	1860
737-600	110	65092	540	1799
737-700	126	70081	580	1677
737-800	162	79017	655	2241
737-900	177	79244	657	2408

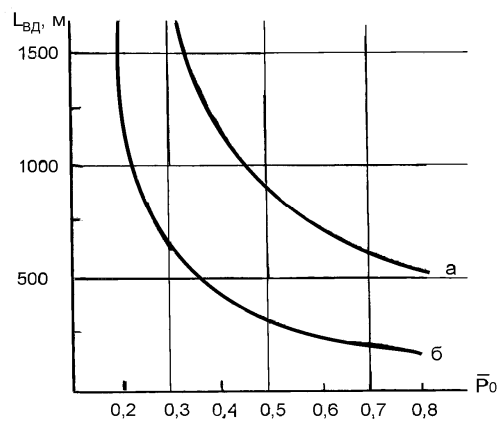


Рис. 2. Влияние изменения тяговооруженности  $t_0$  на величину взлетной дистанции ближнемагистрального самолета  $L_{вд}$ : а – при удельной нагрузке на крыло  $p_0 = 600$  даН/м<sup>2</sup>; б – при удельной нагрузке на крыло  $p_0 = 200$  даН/м<sup>2</sup>

Представленные исследования показывают, как резко ухудшаются взлетно-посадочные характеристики модификаций самолетов с увеличенной производительностью. Это обстоятельство существенно снижает конкурентоспособность модификации, что и заставляет искать пути “удержания” её ВПХ на

уровне базового самолета, в частности обеспечения условия

$$L_p^M \approx L_p^B, \quad (1)$$

где  $L_p^M$  – длина разбега модификации самолета;  $L_p^B$  – длина разбега базового самолета.

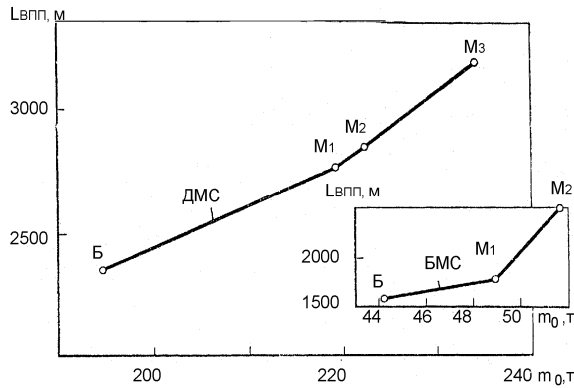


Рис. 3. Длина взлетно-посадочных полос дальних магистральных самолетов (ДМС) и ближних (БМС): Б – базовые самолеты; М<sub>1</sub>, М<sub>2</sub>, М<sub>3</sub> – модификации

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

При разбеге самолета принимают, что весь разбег совершается на основных опорах шасси, угол атаки  $\alpha_p$  и угол отклонения тяги  $\varphi_m$  в процессе разбега считаются постоянными, что позволяет принять  $\alpha_p - \varphi_m \approx 0$ , а  $\cos(\alpha_p + \varphi_m) \approx 0$  и  $\sin(\alpha_p + \varphi_m) \approx 0$ .

Интегральное уравнение длины разбега при принятых допущениях имеет вид

$$L_p = \frac{1}{2g} \int_0^{V_{omp}^2} \frac{dV^2}{K_1 t_0 - f_k - \frac{\rho_0 S_{кр} V^2}{2m_0} (C_{x,p} - f_k C_{y,p})}. \quad (2)$$

Интегрирование осуществляется графически от  $V_p = 0$  до

$$V_{omp} = \sqrt{\frac{2m_0}{\rho_0 C_{y_{omp}} S_{кр}}}. \quad (3)$$

Для оценки влияния роста взлетной массы самолета по сравнению с базовым воспользуемся достаточно точным аналитическим выражением длины разбега

$$L_p = \frac{V_{omp}^2}{2g \left( K_1 t_0 - f_k - \frac{\rho_0 C_{Xp} S_{кр}}{6m_0} V_{omp}^2 \right)}, \quad (4)$$

где  $K_1$  – коэффициент, учитывающий падение тяги двигателей по скорости и потери в воздухозаборниках (для ТРД при СА  $K_1 \approx 0,9$ ; для  $t_H^o = +30^\circ C$  и 730 мм рт. ст. –  $K_1 \approx 0,813$ );  $f_k$  – коэффициент трения качения  $0,02 \leq f_k \leq 0,08$ ,  $f_k = 0,02$  – по сухому бетону,  $f_k = 0,04$  – по твердому грунту);  $C_{Xp}$  – коэффициент лобового сопротивления при разбеге.

Если исходить из условия (1), т.е. равенства длин разбега модификации ( $L_p^M$ ) и базового самолета ( $L_p^B$ ), и их соотношения

$$\bar{L}_p = \frac{L_p^M}{L_p^B} = 1,0, \quad (5)$$

а также неизменности таких параметров, как

$$K_1, f_k, \rho_0, C_{Xp}, C_{y_{omp}}, S_{кр},$$

то получим следующее равенство:

$$\frac{1}{K_1 t_{o,B} - f_k - \frac{\rho_0 C_{Xp} S_{кр}}{6m_0^B} (V_{omp}^B)^2} = \frac{1}{K_1 t_{o,B} \bar{t}_0 - f_k - \frac{\rho_0 C_{Xp} S_{кр}}{6m_0} V_{omp}^2}. \quad (6)$$

В это равенство следует подставить значения неизвестных скоростей, определяемых на основании выражения (3):

$$(V_{omp}^B)^2, (V_{omp}^M)^2 \text{ и } (\bar{V}_{omp}^M)^2 = \bar{m}_0.$$

В таком случае получим зависимость

$$\bar{m}_0 = \frac{\frac{K_1}{f_k + C_{Xp}/3C_{y_{omp}}} t_o^B \bar{t}_0^M - 1}{\frac{K_1}{f_k + C_{yp}/3C_{y_{omp}}} t_o^B - 1}, \quad (7)$$

т.е. выражение, которое связывает основные параметры в процессе проектирования модификации самолета.

Для анализа зависимости (7) рассмотрим базовый самолет с исходной тяговооруженностью.

В качестве примера рассмотрим базовый ЛА с исходной тяговооруженностью  $t_0^B = 0,30$  и  $C_{Xp} = 0,08$ ,  $C_{Yomp} = 1,70$ . При условиях  $\bar{L}_p = 1$ ,  $K_1 = 0,9$  и  $0,813$ ,  $f_k = 0,02$  и  $0,08$  определим возможный рост взлетной

массы, если тяговооруженность рассматриваемого ЛА изменяется в пределах  $0,7 \leq \bar{t} \leq 1,6$ .

Результаты расчета по зависимости (7) сведены в табл. 3 и показаны на рис. 4.

Таблица 3

Относительные изменения взлетной массы самолета при разработке его модификации

$t_0$	$\bar{t}_0$	$C_{Xp} = 0,08$ и $C_{Yomp} = 1,70$			
		$K_1 = 0,9$		$K_1 = 0,813$	
		$f_k = 0,02$	$f_k = 0,08$	$f_k = 0,02$	$f_k = 0,08$
0,24	0,8	0,770	0,690	0,766	0,670
0,27	0,9	0,885	0,845	0,883	0,835
0,30	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0
0,33	1,1	1,115	1,155	1,117	1,165
0,36	1,2	1,230	1,310	1,234	1,330
0,39	1,3	1,345	1,465	1,351	1,495
0,42	1,4	1,460	1,620	1,468	1,660

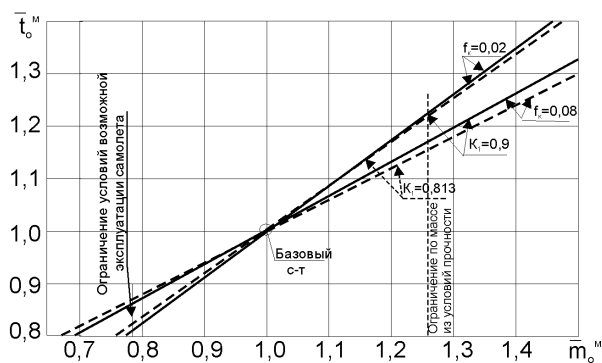


Рис. 4. Зависимость относительной тяговооруженности от взлетной массы модификации базового самолета с параметрами:  $m_0^B = 300m$ ;  $t_0^B = 0,3$ ;  $C_{Xp} = 0,08$ ;  $C_{Yomp} = 1,70$  и  $V_{omp}^B = 71,828m/c$

На рис. 4 выделены зоны, ограниченные двумя условиями:

–  $\bar{m}_{0min} = 0,78$ . Это условие введено при эксплуатации модификации с пониженными взлетными массами (что чаще всего и встречается в практике эксплуатации самолетов с  $\bar{m}_0 > 300$  т);

–  $m_{0max} = 1,26$ . Такое условие отражает возможность эксплуатации модификации с повышенной взлетной массой (при обеспечении условий прочности).

### Заключение

Как видим, если модификацию самолета осуществлять из условия  $L_p^M = L_p^B$ , то предпочтительнее область модификационных изменений, ограничен-

ная условием  $\bar{m}_0^M < 1,0$  и  $\bar{t}_0^M < 1,0$ , а полученные зависимости (2), (4) и (7) позволяют количественно оценить допустимое изменение основных параметров в модифицированном самолете при заданной длине дистанции разбега.

### Литература

1. Шейнин В.М., Макаров В.М. Роль модификаций в развитии авиационной техники. – М.: Наука, 1983. – 226 с.
2. Егер С.М, Лисейцев Н.К. Проектирование самолетов. – М.: Машиностроение, 1983. – 492 с.
3. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
4. Новожилов Г.В. Проектирование гражданских самолетов. – М.: Машиностроение, 1991. – 672 с.
5. Авиационные правила 4.27. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов нормальной категории. – М.: МАК, 2000. – 548 с.

Поступила в редакцию 16.03.2006

**Рецензенты:** д-р техн. наук, проф. В.И. Рябков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков; д-р техн. наук, проф. А.В. Бетин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.