

УДК 629.735

Л.В. КАПИТАНОВА, Ю.В. БАБЕНКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина

ФОРМИРОВАНИЕ ПОТРЕБНОЙ ТЯГОВООРУЖЕННОСТИ МОДИФИКАЦИЙ ТЯЖЕЛЫХ САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ С УЧЕТОМ ОГРАНИЧЕНИЙ ПО УСЛОВИЯМ ИХ БАЗИРОВАНИЯ

Решена задача количественной оценки изменения потребной энерговооруженности на ранней стадии проектирования модификаций тяжелого самолета транспортной категории по условиям равенства длин разбега и пробега разрабатываемых модификаций и их базового варианта.

модификация самолета, тяговооруженность, длина разбега, длина пробега самолета, тяжелые самолеты транспортной категории

Введение

Обеспечение требуемых взлетно-посадочных характеристик (ВПХ) самолетов является одним из наиболее востребованных направлений развития авиации, поскольку именно они оказывают решающее влияние на:

- безопасность прохождения самых опасных этапов полета – взлета и посадки;
- классы аэродромов базирования, которые во многом определяют конкурентоспособность самолета;
- нагрузки на самолет при посадке, и, следовательно, на его весовое совершенство и ресурс;
- требования к уровню подготовки пилотов;
- затраты на обеспечение безопасности полетов.

Формулирование проблемы. Проблема обеспечения требуемых взлетно-посадочных характеристик обостряется и в процессе создания модификаций самолетов, поскольку на этом этапе, как правило, увеличивают полезную нагрузку, т.е. улучшают характеристику ”груз-дальность”, что неизбежно влечет за собой рост взлетной массы самолета и повышение удельной нагрузки на крыло [1].

В свою очередь увеличение взлетно-посадочной массы, удельной нагрузки на крыло приводит к ухудшению взлетно-посадочных характеристик модификаций самолета, увеличивая длину разбега и пробега.

На протяжении всего периода развития авиации шел поиск и реализация средств обеспечения требуемых взлетно-посадочных характеристик путем улучшения аэродинамических свойств крыла, энерговооруженности самолета и совершенствования его тормозных систем.

При разработке модификаций самолета все вышеназванные средства не могут быть использованы для сохранения базовых значений взлетно-посадочных характеристик, поскольку крыло и силовая установка у таких самолетов (с возросшей взлетной массой) остаются, как правило, неизменными.

Самолеты этого типа (табл. 1) отличаются той особенностью, что базируются на аэродромах класса А (табл. 2), а это означает, что их модификации должны сохранить взлетно-посадочные характеристики, присущие базовому варианту самолета [2], поскольку для модификации самолета с увеличенной длиной разбега (или пробега) просто не существует располагаемых летных полос [3].

Таблица 1

Модификации тяжелых самолетов фирмы Боинг и Эрбасс

Параметры самолетов	747-400	LR747-400	747X	747X''Стреч''	A340-300	A340-500
Длина самолета, м	70,66	70,66	73,47	80,55	63,6	67,33
Размах крыла, м	64,44	64,44	69,77	69,77	60,3	63,45
Пассажиро-местность	416	416	430	504-522	295	313
Силовая установка	4ТРДД PW4056 или CF6-80C2 или RB211-524	4ТРДД PW4062 или CF6-80C2 или RB211-524	4ТРДД GP7000 или ''Трент''600	4ТРДД GP7000 или ''Трент''600	4ТРДД CFM56-5C4	4ТРДД ''Трент''553
Взлетная тяга двигателей, тс	4×25,7-26,3	4×27-28,7	4×30,8	4×30,8	4×15,4	4×24
Максимальная взлетная масса, т	396,9	412,77	473,1	473,1	275	365
Крейсерское число М	0,85	0,85	0,86	0,86	0,82	0,83
Дальность полета, км	13210	14240	16620	14450	13300	15750

Таблица 2

Классы аэродромов

Классы аэродромов	Внеклассные	А	Б
Располагаемая летная полоса, м	3500	3250	2600

Решение проблемы

Возникает задача: потребная длина взлетно-посадочной полосы (ВПП) модификации ($L_{внн}^M$) должна быть примерно равна аналогичному параметру базового самолета ($L_{внн}^{\delta}$):

$$L_{внн}^M \approx L_{внн}^{\delta} \quad (1)$$

Применительно к дистанции разбега такое требование приводится к виду

$$L_p^M \approx L_p^{\delta}, \quad (2)$$

где L_p^M – длина разбега модификации;

L_p^{δ} – длина разбега базового самолета.

При разбеге самолет перемещается по взлетно-посадочной полосе со скоростью от $V_p = 0$ до скорости отрыва $V_{отр}$ (рис. 1).

При расчете взлета самолета принимаем, что весь разбег совершается на основных опорах шасси, угол атаки (α) и угол отклонения тяги (φ) в процессе разбега считаются постоянными, а уравнение длины разбега при принятых допущениях имеет вид [4]:

$$L_p = \frac{1}{2g} \cdot \int_0^{V_{отр}} \left(\frac{dV^2}{K_1 t_o - f_k - \frac{\rho_o S_{кр} V^2}{2m_o} (C_{x.p} - f_k C_{yp})} \right) \cdot (3)$$

Интегрирование осуществляется графически от $V_p = 0$ до $V_{отр}$:

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2m_o}{\rho_o C_{y_{отр}} S_{кр}}}, \quad (4)$$

где m_o – масса самолета при взлете;

$S_{кр}$ – площадь крыла;

ρ – плотность воздуха;

g – ускорение свободного падения;

$C_{y_{отр}}$ – коэффициент подъемной силы при разбеге в точке отрыва самолета от ВПП;

$C_{x.p}$ – коэффициент аэродинамического сопротивления при разбеге.

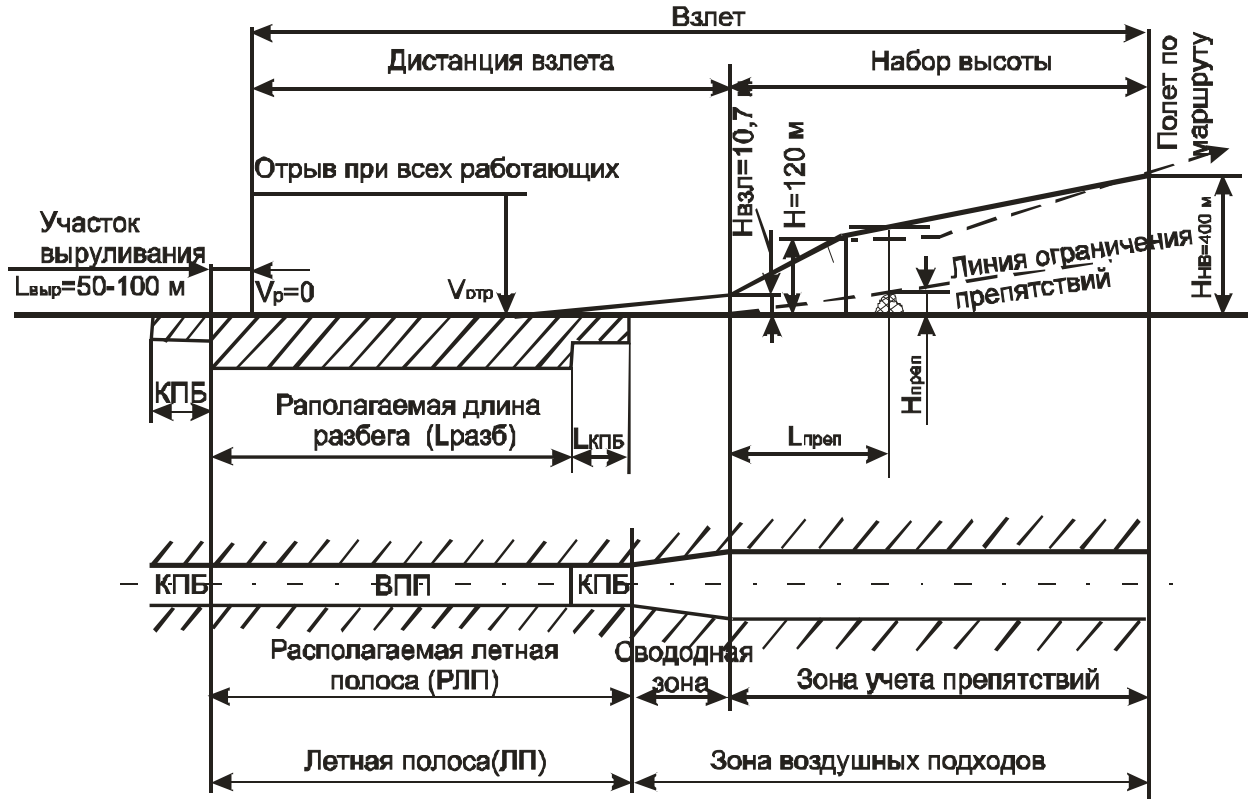


Рис. 1. Характерные участки взлета самолета: КПБ – концевая полоса безопасности; ВПП – взлетно-посадочная полоса

Получим упрощенное, но достаточно точное аналитическое выражение для определения длины разбега

$$L_p = \frac{V_{omp}^2}{2g(K_1 t_o - f_k - \frac{\rho_o C_{Xp} S_{кр}}{6m_o} V_{omp}^2)}, \quad (5)$$

где K_1 – коэффициент, учитывающий падение тяги двигателей по скорости и потери в воздухозаборниках, для самолетов с ТРД при стандартной атмосфере $K_1 \approx 0,9$, для $t_n^o = +30^\circ C$ и 730 мм рт. ст. – $K_1 \approx 0,813$ [5];

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

V_{omp} – скорость отрыва (рис. 1);

t_o – стартовая тяговооруженность.

Если исходить из условия (2), т.е. равенства длин разбега модификации самолета и базового самолета $L_p^M \approx L_p^{\bar{o}}$ и неизменности таких параметров как

$K_1, f_k, \rho_o, C_{Xp}, C_{Yomp}, S_{кр}$, то получим соотношение

$$\frac{1}{K_1 t_{o,\bar{o}} - f_k - \frac{\rho_o C_{Xp} S_{кр}}{6m_o^{\bar{o}}} (V_{omp,\bar{o}}^{\bar{o}})^2} = \frac{1}{K_1 t_{o,\bar{o}} - f_k - \frac{\rho_o C_{Xp} S_{кр}}{6m_o} V_{omp}^2}, \quad (6)$$

в которое следует подставить значения неизвестных скоростей, определяемых на основании уравнения (4): $(V_{omp,\bar{o}}^{\bar{o}})^2, (V_{omp,\bar{o}}^M)^2$ и $(\bar{V}_{omp,\bar{o}}^{\bar{o}})^2$. В таком случае получим выражение, связывающее основные параметры в процессе проектирования модификации самолета:

$$\bar{m}_o = \frac{\frac{K_1}{f_k + C_{Xp}/3C_{Yomp}} t_{o,\bar{o}}^{\bar{o}M} - 1}{\frac{K_1}{f_k + C_{Yp}/3C_{Yomp}} t_{o,\bar{o}}^{\bar{o}} - 1}, \quad (7)$$

где $t_{o,\bar{o}}^{\bar{o}}, t_{o,\bar{o}}^M$ – тяговооруженности базового самолета и его модификации.

В качестве примера рассмотрим базовый самолет с исходной тяговооруженностью $t_o^{\bar{o}} = 0,30$ и $C_{Xp} = 0,08$ и $C_{Yomp} = 1,70$.

При условиях $\bar{L}_p^M = 1$, $K_1 = 0,9$ и $0,813$, $f_k = 0,02$ и $0,08$ определим возможный рост взлетной массы, если тяговооруженность рассматриваемого самолета изменяется в пределах $0,7 \leq \bar{t}_o^M \leq 1,6$.

Результаты расчета по выражению (7) сведены в табл. 3 и представлены на рис. 2, где выделены зоны, ограниченные двумя условиями:

– $m_{0min} = 0,78$; это условие введено при эксплуатации модификации с пониженными взлетными массами (что чаще всего и встречается в практике эксплуатации самолетов с $m_0 > 300t$);

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

Таблица 3

Взаимосвязь изменения взлетной массы и тяговооруженности самолета при разработке его модификации ($C_{Xp} = 0,08$ и $C_{Yomp} = 1,70$)

t_o	t_o	$K_1 = 0,9$		$K_1 = 0,813$	
		$f_k = 0,02$	$f_k = 0,08$	$f_k = 0,02$	$f_k = 0,08$
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

Как видим, если модификацию самолета осуществлять из условия $L_p^M = L_p^{\bar{o}}$, то предпочтительнее области модификационных изменений с $\bar{m}_o^M < 1,0$ и $\bar{t}_o^M > 1,0$. Полученные зависимости (5) и (7) позволяют количественно оценить допустимое изменение основных параметров в модифицированном самолете при дистанции разбега $L_p^M = L_p^{\bar{o}}$.

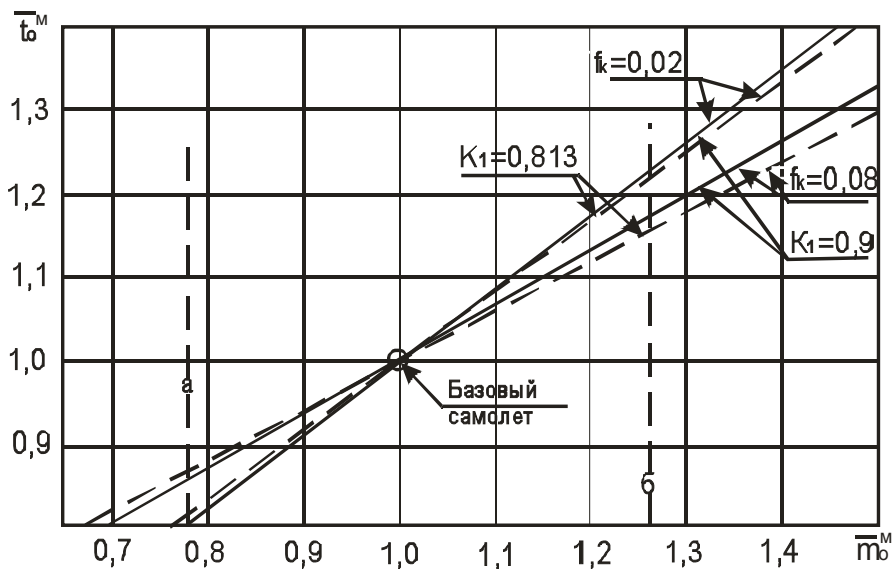


Рис. 2. Потребные изменения тяговооруженности модификаций тяжелого самолета транспортной категории с параметрами: $m_o^{\bar{o}} = 300t$; $t_o^{\bar{o}} = 0,3$; $C_{Xp} = 0,08$; $C_{Yomp} = 1,70$ и $V_{omp}^{\bar{o}} = 71,828 м/с$ (при $L_p^M \approx L_p^{\bar{o}}$); а – ограничение по возможной загрузке модификаций самолета; б – ограничение по условию прочности

В понятие взлетно-посадочных характеристик входит и длина пробега (L_{np}) самолета при посадке,

когда самолет перемещается по взлетно-посадочной полосе со скоростью от V_{nos} до полной остановки.

Торможение колес шасси и включение реверса тяги двигателей производится после касания самолетом ВПП.

Посадочная масса самолета (m_{noc}) принимается с полной коммерческой нагрузкой и минимальным аэронавигационным запасом топлива [3]. Кроме того, из условий безопасной эксплуатации самолета должны быть обеспечены:

– посадки с массой более расчетной вплоть до взлетной. Число таких посадок составляет не более 3% от общего их числа за жизненный цикл самолета;

– посадки и пробег самолета с одним отказавшим критическим двигателем при посадочной массе, равной взлетной.

Для оценки изменения посадочной массы модификаций по сравнению с базовым самолетом воспользуемся известным, выражением для определения длины пробега [1]:

$$L_{np} \cong \frac{V_{noc}^2}{2g \cdot \left[K_1 \left(1 - \frac{1}{n_{од}} \right) \cdot r_p t_o + f_{np} + \frac{1}{3} \frac{C_{x np}}{C_{y np}} \right]}, \quad (8)$$

где $n_{од}$ – число двигателей;

r_p – коэффициент отношения тяги реверса

к прямой тяге двигателей;

K_1 – коэффициент, учитывающий падение тяги двигателя по скорости ($K_1 \approx 0,813$);

f_{np} – приведенный коэффициент трения колес при пробеге (среднее значение);

$C_{x np}$ – коэффициент аэродинамического сопротивления на пробеге;

$C_{y np}$ – коэффициент подъемной силы на пробеге.

При этом величина посадочной скорости определяется по выражению, аналогичному (2):

$$V_{noc} = \sqrt{\frac{2m_{noc}}{\rho_o \cdot C_{y noc} \cdot S_{кр}}}. \quad (9)$$

Непрерывным условием выбора параметров модификации является условие (1), применение которого к посадочному пробегу преобразуется в следующем виде

$$\frac{L_{np}^M}{L_{np}^{\bar{o}}} \equiv \bar{L}_{np} = 1,0, \quad (10)$$

т.е. должно выполняться равенство длин пробегов модифицированного и базового вариантов самолета.

Если в процессе разработки модификации остаются неизменными $K_1, f_{np}, \rho_o, C_{x np}, C_{y noc}, S_{кр}$, то по аналогии с (6) можно сформировать равенство:

$$\frac{1}{K_1 \left(1 - \frac{1}{n_{од}} \right) \cdot r_p \cdot t_{ов} + f_{np} + \frac{1}{3} \frac{C_{x np}}{C_{y noc}}} = \frac{1}{K_1 \left(1 - \frac{1}{n_{од}} \right) \cdot r_p \cdot t_{ов} \cdot \bar{t}_o + f_{np} + \frac{1}{3} \frac{C_{x np}}{C_{y noc}}}. \quad (11)$$

В равенство (11) следует подставить значения посадочных скоростей, определяемых на основе выражения (9) $(V_{noc}^{\bar{o}})^2; V_{noc}^2$ и $(\bar{V}_{noc})^2$ при $\bar{m}_{noc} = \bar{m}_o^M$ и преобразовать его к виду

$$\bar{m}_o^M = \frac{\frac{K_1}{f_{np} + \frac{C_{x np}}{3C_{y noc}}} \cdot \left(1 - \frac{1}{n_{од}} \right) r_p t_o \bar{t}_o + 1}{\frac{K_1}{f_{np} + \frac{C_{x np}}{3C_{y noc}}} \cdot \left(1 - \frac{1}{n_{од}} \right) r_p t_o^{\bar{o}} + 1}. \quad (12)$$

Для упрощения зависимости (12) в качестве параметров базового самолета примем значения: $m_o^{\bar{o}}=300т; V_{noc}^{\bar{o}}=66,227м/с; C_x=0,3; C_{y noc}=2,0; f_{np}=0,25; r_p=0,4; \bar{t}_o^{\bar{o}}=0,3$. В этом случае базовый самолет имеет:

– при отказе критического двигателя – $L_{np}^{\bar{o}} = 600 м;$

– при всех работающих двигателях – $L_{np}^{\bar{o}} = 562 м.$

Принятые значения параметров базового самолета позволяют упростить выражение (12), в результате чего получим

$$\bar{m}_o^M = \frac{0,4K_1 \left(1 - \frac{1}{n_{\text{дв}}}\right) \bar{i}_o^M + 1}{0,4K_1 \left(1 - \frac{1}{n_{\text{дв}}}\right) + 1} \quad (13)$$

Для условия $\bar{L}_{np} = 1$; $K_1 = 0,9$ и $0,813$ определим возможное изменение взлетной массы как при отказе критического двигателя, так и при работе всех двигателей.

В такой постановке выражение (13) принимает вид:

– при $K_1 = 0,9$, без отказа двигателя:

$$\bar{i}_o^M = 3,778 \bar{m}_o - 2,778;$$

– при $K_1 = 0,9$, и отказе двигателя:

$$\bar{i}_o^M = 4,704 \bar{m}_o - 3,704;$$

– при $K_1 = 0,813$, без отказа двигателя:

$$\bar{i}_o^M = 4,075 \bar{m}_o - 3,075;$$

– при $K_1 = 0,813$, и отказе двигателя:

$$\bar{i}_o^M = 4,075 \bar{m}_o - 3,075.$$

Результаты расчета приведены в табл. 4, а на рис. 3 эти же данные представлены с учетом дополнительных ограничений а и б.

Таблица 4

Потребное изменение тяговооруженностей (\bar{i}_o^M) модификаций тяжелого транспортного самолета по условию $L_{np}^M = L_{np}^{\bar{o}}$ при $C_{x np} = 0,3$ и $C_{y noc} = 2,0$

\bar{m}_o^M	\bar{i}_o^M			
	$K_1 = 0,9$		$K_1 = 0,813$	
	Без отказа двигателя	$\left(1 - \frac{1}{n_{\text{дв}}}\right)$	Без отказа двигателя	$\left(1 - \frac{1}{n_{\text{дв}}}\right)$
0,78	0,169	–	0,104	–
0,8	0,244	0,059	0,185	–
0,9	0,622	0,530	0,593	0,49
1,0	1,0	1,0	1,0	1,0
1,1	1,378	1,470	1,408	1,51
1,2	1,758	1,941	1,815	2,02
1,26	1,982	2,223	2,060	2,326

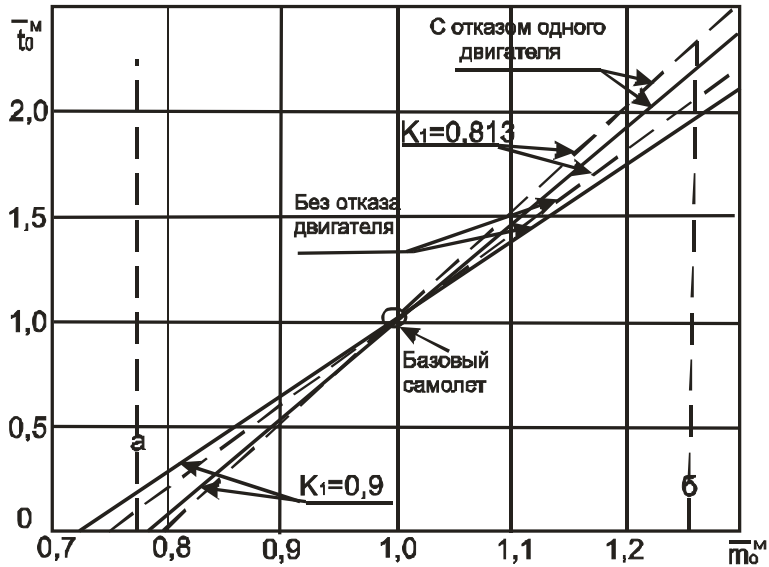


Рис. 3. Потребные изменения тяговооруженности модификаций тяжелого транспортного самолета ($m_o^{\bar{o}} = 300$ т) по условию $L_{np}^M \approx L_{np}^{\bar{o}}$: а – ограничение по возможной загрузке модификаций самолета; б – ограничение по условию прочности

Таким образом, на рис. 3 представлена взаимосвязь потребных изменений тяговооруженности тяжелого самолета транспортной категории и взлетных масс его возможных модификаций, если параметры выбраны при условии равенства

длины пробега модификации во время посадки с аналогичным параметром базового варианта такого самолета.

При этом учтены следующие условия и ограничения:

- отказ критического двигателя на пробеге;
- падение тяги двигателя по скорости во время посадки;
- снижение посадочной массы при уменьшенной полезной нагрузке;
- ограничение по прочности, связанное с разовым увеличением посадочной массы;
- состояние посадочной полосы в виде величины коэффициента качения колес по ВПП.

Отличительная особенность приведенных данных состоит в том, что они представлены в безразмерной форме и поэтому применимы для любой модификации тяжелого самолета транспортной категории с силовой установкой, образованной четырьмя ТРД.

Анализируя зависимости, приведенные на рис. 3, можно прийти к выводу, что реверс тяги ($r = 0$) можно не использовать при: $\bar{m}_0^M \leq 0,735$; $\bar{m}_0^M \leq 0,787$; $\bar{m}_0^M \leq 0,755$; $\bar{m}_0^M \leq 0,804$.

Так, например, при $\bar{m}_0^M = 0,804$ и $\bar{t}_0^M = 0$ имеем $\bar{V}_{нос}^M = 0,897$; и $L_{np}^M = 600$ м, т.е. условие (8) выполняется простым торможением колес шасси без применения реверса тяги двигателей.

Заключение

В статье предложены расчетные модели формирования потребной тяговооруженности модификаций тяжелых самолетов транспортной категории по условию их базирования на аэродромах, принятых для базового самолета.

При этом учтены ограничения: по длине разбега при взлете и длине пробега при посадке, по условию эксплуатации самолетов такого типа с недогрузкой, по условию прочности в перегрузочном варианте,

при различном коэффициенте падения тяги двигателя, а также с учетом изменения коэффициента трения колес шасси о ВПП.

С помощью таких моделей установлено, что при осуществлении модификационных изменений по условию $L_p^M \approx L_p^0$ при росте массы модификации на 20% требуется увеличение тяговооруженности на 16%, тогда как реализация условия $L_{np}^M \approx L_{np}^0$ приводит к необходимости увеличения тяговооруженности на 54%.

Таким образом, этап пробега при посадке является определяющим по выбору тяговооруженности при проектировании модификаций тяжелых самолетов транспортной категории по условию их базирования на аэродромах класса А.

Литература

1. Шейнин В.М., Макаров В.М. Роль модификаций в развитии авиационной техники. – М.: Наука, 1983. – 226 с.
2. Единые нормы летной годности гражданских транспортных самолетов. – М.: Машиностроение, 1985. – 470 с.
3. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов: Пер. с англ. Е.П. Голубкова. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
4. Бочкарев А.Ф. Аэромеханика самолета. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.
5. Егер С.М., Лисейцев Н.К. Проектирование самолетов. – М.: Машиностроение, 1983. – 492 с.

Поступила в редакцию 30.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Бетин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.