

УДК 629.735

Л.В. КАПИТАНОВА, А.Н. НАУМЕНКО

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина***МОДЕЛИРОВАНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЁТА ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ЕГО МОДИФИКАЦИЙ**

Предложены модель и методика формирования взлетно-посадочных характеристик модификаций самолёта с увеличенной пассажировместимостью на основе анализа уравнения существования самолёта. Количественная оценка таких изменений проведена на примере регионального пассажирского самолёта. Рассмотрены его модификации по пассажировместимости при изменении площади крыла и мощности силовой установки с учетом влияния этих параметров на длину разбега и дистанцию прерванного взлета с одним отказавшим двигателем. Показано, что увеличение пассажировместимости этого самолёта на 10 – 12 человек требует увеличения площади крыла примерно на 6 м^2 по условию базирования таких модификаций на аэродромах, заявленных для базового варианта самолёта.

Ключевые слова: модификация самолёта, взлетно-посадочные характеристики, взлетно-посадочная полоса, длина разбега, длина пробега.

Введение

На современном этапе развития авиационной техники разработка модификаций является весьма распространенным и эффективным средством обеспечения конкурентоспособности самолетов транспортной категории. В процессе решения такой задачи неизбежно возникает вопрос удовлетворения требуемых взлетно-посадочных характеристик (ВПХ), поскольку у модифицированных самолетов, как правило, возрастает взлетная масса, удельная нагрузка на крыло и, как следствие, увеличивается длина разбега при взлете и пробега при посадке [1 – 3].

Решение проблемы обеспечения приемлемых ВПХ у модификаций с увеличенной взлетной массой начато в работах [4, 5]. В них решалась задача обеспечения взлетно-посадочных характеристик модификаций тяжелых транспортных самолетов с увеличенной массой на уровне их базового варианта. При этом было установлено, что увеличение стартовой тяговооруженности (t_0) способно обеспечить такое условие.

В настоящее время на воздушные линии Украины, Ирана и других стран выходят самолеты Ан-140 и Ан-148. В ближайшие 5–10 лет АНТК “Антонов” разрабатывает модификации этих самолетов, их взлетные массы возрастут на 15...20 %, что потребует увеличения их взлетно-посадочной дистанции на 350...600 м. Поэтому в данной работе решается задача формирования взлетно-посадочных характеристик регионального самолёта с двумя ТВД при разработке его модификаций с увеличенной пассажировместимостью.

Постановка задачи исследования

Разработка модификаций самолетов грузовой категории всегда ведется ради целенаправленного изменения его характеристики “груз–дальность” [2]:

$$m_{кн}^M = f(L^M), \quad (1)$$

где $m_{кн}^M$ – коммерческая нагрузка модификации; L^M – дальность перевозимой нагрузки.

При этом коммерческая нагрузка модификации целенаправленно отличается от этого параметра у базового самолёта:

$$m_{кн}^M = m_{кн}^{\delta} \pm \Delta m_{кн}, \quad (2)$$

где $m_{кн}^{\delta}$ – коммерческая нагрузка базового варианта самолёта; $\Delta m_{кн}$ – приращение (или уменьшение) коммерческой нагрузки у модифицированного самолёта).

Изменение величины коммерческой нагрузки у модификации ($m_{кн}^M$) или дальности её перевозки (L^M), естественно, влечет за собой и увеличение взлетной массы самолёта

$$m_0^M = m_0^{\delta} + \chi_{\Delta} \Delta m_{кн}, \quad (3)$$

где χ_{Δ} – коэффициент роста по условию $\Delta m_{кн}$.

Как отмечалось в [1, 3], изменение взлетной массы (m_0^M) влечет за собой существенные изменения взлетно-посадочных параметров, таких, как длина разбега (L_p) и потребная длина ВПП ($L_{ВПП}$) (рис. 1).

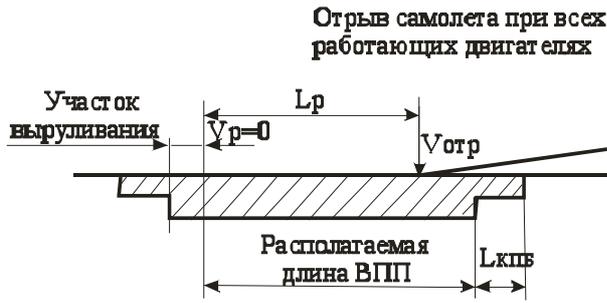


Рис. 1. Параметры разбега (L_p , $V_{отр}$) и располагаемой длины ($L_{ВПП}$) взлетно-посадочной полосы

Кардинальное решение возникающей при этом проблемы осуществляется, как правило, путем увеличения тяговооруженности (\bar{t}_0) или площади крыла (S^M) [2].

Поскольку влияние \bar{t}_0 на ВПХ модификаций исследовано в работе [5], то задачей данной статьи является установление зависимостей типа

$$L_p^M, L_{ВПП}^M = f(m_o^M, \Delta m_{к.н.}, S^M) \quad (4)$$

и выявление приемлемых соотношений для этих параметров при условии базирования модификаций на аэродромах, заявляемых для базового самолета.

Решение поставленной задачи

Решение такой задачи осуществимо в рамках анализа уравнения существования самолета:

$$\sum \bar{m}_i = 1, \quad (5)$$

где $\sum \bar{m}_i$ ($\bar{m}_i \in \{\bar{m}_{кон}, \bar{m}_{сy}, \bar{m}_T, \bar{m}_{к.н.}\}$) – относительные массы конструкции, силовой установки, топлива и массы коммерческой нагрузки.

При этом обеспечиваются условия

$$\bar{m}_i = f(m_o, P_i), \quad (6)$$

где P_i – совокупность других определяющих параметров, среди которых выступают и такие взлетно-посадочные характеристики, как длина разбега (L_p), длина пробега ($L_{пр}$) и потребная длина взлетно-посадочной полосы ($L_{ВПП}$).

Значения относительных величин, входящих в выражение (6), согласно данным работы [3] можно представить в следующем виде:

– относительная масса конструкции

$$\bar{m}_{кон} = n_p \left(0,005 \sqrt[3]{m_o} + \frac{0,082}{\sqrt[3]{m_o}} \right) + 0,061, \quad (7)$$

где m_o – взлетная масса самолета; n_p – расчетная перегрузка;

– относительная масса силовой установки

$$\bar{m}_{с.у} = K_{с.у} \gamma_{дв} \bar{t}_0, \quad (8)$$

где $\gamma_{дв}$ – удельный вес двигателя; \bar{t}_0 – стартовая тяговооруженность самолета; $K_{с.у}$ – коэффициент, показывающий, во сколько раз масса силовой установки превышает массу двигателя;

– дальность полета

$$L = \frac{k V_{крейс}}{C_R} \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_T}, \quad (9)$$

где C_R – расход топлива; k – аэродинамическое качество; $V_{крейс}$ – крейсерская скорость полета;

– масса коммерческой нагрузки

$$m_{к.н.}^M = m_{к.н.}^б + \Delta m_{доп}, \quad (10)$$

где $m_{к.н.}^б$, $m_{к.н.}^M$ – коммерческая нагрузка базового (б) самолета и его модификации (M).

Система уравнений (3), (5) – (10) по существу является массовой моделью и базового самолета, и его модификаций.

В этой модели взлетная масса m_o играет роль основного «связующего» параметра. Конкретное наполнение зависимостей типа (6)–(9) определяется, в основном, типом самолета и традициями, сложившимися в конкретном ОКБ.

Одной из составляющих взлетно-посадочных характеристик самолета является длина его разбега L_p при взлете. В работе [5] получено

$$L_p = \frac{V_{отр}^2}{2g \left(K_1 \bar{t}_0 - f_k - \frac{\rho_0 C_{Xp} S}{6m_o} V_{отр}^2 \right)}, \quad (11)$$

где K_1 – коэффициент, учитывающий падение тяги двигателей по скорости и потери в воздухозаборниках (при стандартной атмосфере $T = +30^\circ \text{C}$, $p = 730 \text{ мм рт. ст.}$ $K_1 \approx 0,813 \dots 0,9$); f_k – коэффициент трения качения $0,02 \leq f_k \leq 0,08$ (0,02 – по сухому бетону, 0,04 – по твердому грунту); g – ускорение свободного падения; C_{Xp} – коэффициент аэродинамического сопротивления при разбеге.

При этом скорость отрыва $V_{отр}$, входящая в выражение (11), определяется соотношением

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2m_o}{\rho C_{yотр} S}}, \quad (12)$$

где S – площадь крыла; ρ – плотность воздуха;

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

Таким образом, имеем систему уравнений (5) – (12), в которой один из основных параметров

взлетно-посадочных характеристик длина разбега L_p взаимосвязана с массовыми характеристиками как базового самолета, так и его модификаций, и которая позволяет осуществить анализ, предусмотренный выражением (4).

Пример такого исследования реализуем на основе данных, присущих региональному пассажирскому самолету [6] (табл. 1).

С учетом таких параметров базового самолета рассматриваются его модификации:

- по пассажироместности – 52 – 60 чел;
- по площади крыла – $56,36 \text{ м}^2$ – 65 м^2 ;
- по мощности силовой установки – 2500–2900 л.с.

На основе системы уравнений (5) – (12) проанализируем особенности, возникающие при изменении взлетно-посадочных характеристик модификаций самолета рассматриваемого типа.

Определение L_p (11) показывает, что при модификации регионального самолета (с неизменной площадью крыла и мощностью двигателей) увеличение числа пассажиров с 52 до 56 приводит к увеличению разбега перед взлетом с 830 м до 900 м, а взлетная дистанция при отказе одного из двигателей возрастает с 1450 м до 1620 м, что является неприемлемым по условию базирования таких модификаций самолетов на аэродромах третьего класса [6].

Чтобы не осуществлять перевод рассматриваемых модификаций на аэродромы второго класса, следует проанализировать их ВПХ при одновременном изменении и пассажироместности $n_{\text{пас}}$ и площади крыла S при сохранении мощности силовой установки базового варианта ($N_{oi} = 2500$ л.с.).

Таблица 1

Принятые параметры базового варианта пассажирского самолета

Исходный параметр	Величина и размерность
Взлетная масса	19300 кг
Площадь крыла	$56,63 \text{ м}^2$
Двигатель	2ТВД Pratt Whitney CanadaPW127A
Мощность двигателя	2900 л.с.
Двигатель	2ТВД EB3-117BMA
Мощность двигателя	2500 л.с.
Удельный расход топлива	$0,206 \text{ кг}/(\text{эл.с.ч})$
Крейсерская скорость	575 км/ч
Дальность полета	3700 км
Коммерческая нагрузка	52 пассажира или 6000 кг груза

Для такого семейства модификаций изменение их взлетно-посадочных характеристик представлено в табл. 2, где переменными исходными параметрами являются $n_{\text{пас}} = 52 \dots 60$ и площадь крыла $S = 56,4 \dots 66 \text{ м}^2$.

Определяемыми величинами, естественно, выступают длины разбега L_p и взлетно-посадочной полосы $L_{\text{ВПП}}$. При этом следует отметить, что величина $L_{\text{ВПП}}$ определялась [5] по дистанции прерванного взлета при одном отказавшем двигателе.

Из приведенных данных в табл. 2 следует, что при увеличении числа пассажиров с 52 до 56 чел. для сохранения длины разбега, равной 830 м, нужно увеличить площадь крыла с $56,4$ до $61,2 \text{ м}^2$, а при числе пассажиров 60 чел. – площадь крыла должна

Таблица 2

Расчетные значения ВПХ модификаций самолета с двумя ТВД при изменении их пассажироместности $n_{\text{пас}}$ и площади крыла S при $N_{с.у.} = 2500$ л.с.

$n_{\text{пас}} = 52$					
$S, \text{ м}^2$	56,4	58	60	62	66
$m_0, \text{ кг}$	19290	19460	19670	19875	20277
$L_p, \text{ м}$	843	834	823	813	795
$L_{\text{ВПП}}, \text{ м}$	1476	1474	1472	1471	1473
$n_{\text{пас}} = 56$					
$m_0, \text{ кг}$	19946	20120	20334	20544	20954
$L_p, \text{ м}$	913	903	891	880	860
$L_{\text{ВПП}}, \text{ м}$	1656	1655	1655	1656	1663
$n_{\text{пас}} = 60$					
$m_0, \text{ кг}$	20589	20767	20986	21201	21620
$L_p, \text{ м}$	985	975	962	950	926
$L_{\text{ВПП}}, \text{ м}$	1868	1869	1872	1877	1890

возрасти до $65,5 \text{ м}^2$. Удержание взлетной дистанции 1450 м при отказе одного из двигателей при числе пассажиров 56 чел. требует увеличения площади крыла до $63,7 \text{ м}^2$, а при 60 пассажирах – до 70 м^2 .

Как видим, путь обеспечения приемлемых ВПХ через изменение площади крыла приводит к некоторым положительным результатам, т.е. уменьшенного L_p^M и $L_{ВПХ}^M$, однако он требует проведения существенных изменений в крыле, в особенности затрат в процессе его производства.

Наиболее радикальным путем обеспечения требуемых взлетно-посадочных характеристик при разработке модификации с увеличенной пассажи-

ровместимостью является изменение мощности её силовой установки ($N_{л.с.}$).

Достижимые взлетно-посадочные характеристики таких модификаций представлены в табл. 3.

Как видим, при проектировании модификаций с увеличенной пассажировместимостью и увеличенной мощностью силовой установки, сохранение неизменными $L_{ВПХ}$ и L_p (с неизменной площадью крыла) можно обеспечить при $N = 2700$ и 3000 л.с. Однако такой путь достижения требуемых ВПХ обойдется увеличением взлетной массы самолета в первом случае почти на 1 т , а во втором – на 2 т при сохранении дальности полета базового варианта.

Таблица 3

Расчетные значения ВПХ модификаций самолета с двумя ТВД при одновременном изменении площади их крыльев ($S=56,4 \dots 64 \text{ м}^2$), мощности силовой установки ($N = 2500 \dots 2900$ л.с.) и пассажировместимости ($n_{\text{пас}} = 52 \dots 60$)

$n_{\text{пас}} = 52$					
$S, \text{ м}^2$	56,4	58	60	62	64
$N_{\text{л.с.}}$	2500	2600	2700	2800	2900
$m_0, \text{ кг}$	19290	19614	19978	20342	20704
$L_p, \text{ м}$	843	795	774	755	738
$L_{\text{ВПХ}}, \text{ м}$	1476	1322	1261	1209	1164
$n_{\text{пас}} = 56$					
$m_0, \text{ кг}$	19946	20271	20639	21004	20692
$L_p, \text{ м}$	913	872	835	804	771
$L_{\text{ВПХ}}, \text{ м}$	1656	1539	1447	1369	1380
$n_{\text{пас}} = 60$					
$m_0, \text{ кг}$	20589	20917	21287	21654	22020
$L_p, \text{ м}$	985	940	899	862	828
$L_{\text{ВПХ}}, \text{ м}$	1868	1719	1606	1510	1427

Как видим, в случае осуществления наиболее глубоких модификационных преобразований, связанных с одновременным изменением пассажировместимости $n_{\text{пас}}$, площади крыла S и мощности силовой установки N , можно добиться не только стабилизации взлетно-посадочных характеристик, как это имеет место при $S = 58 \text{ м}^2$ и $N = 2600$ л.с. для $n_{\text{пас}} = 60$, но и обеспечить целенаправленное изменение характеристик „груз-дальность” модификаций регионального самолета с двумя ТВД при сохранении ВПХ, присущих базовому варианту.

Выводы

В работе предложены расчетные модели и методика формирования взлетно-посадочных характеристик модификаций региональных самолетов при увеличении их пассажировместимости.

Оценка ВПХ осуществлена на основе анализа уравнения существования с учетом измене-

ния взлетной массы, площади крыла и мощности силовой установки рассмотренных модификаций. Из результатов, полученных в работе, вытекает, что при формировании ВПХ модификаций на уровне базового самолета необходимо площадь крыла увеличить с $56,4 \text{ м}^2$ до $61,2 \text{ м}^2$ (при сохранении мощности базовой силовой установки) или при неизменной площади крыла увеличить мощность силовой установки до 3000 л.с., что приведет к увеличению взлетной массы самолета в первом случае до 1 т , а во втором – почти на 2 т при сохранении дальности полета, присущей базовому варианту.

Таким образом, предложенная расчетная модель позволяет не только выполнить анализ, но и сформировать ВПХ модификаций самолета по условиям их базирования на заявленных аэродромах.

Литература

1. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями: учеб. пособие. Ч. 1 /

П.В. Балабуев, С.А. Бычков, А.Г. Гребеников и др. – Х.: НАКУ "ХАИ", 2003. – 454 с.

2. Шейнин В.М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов / В.М. Шейнин, В.И. Козловский. – М.: Машиностроение, 1984. – 525 с.

3. Проектирование самолетов / под ред. С.М. Егера, 3-е изд. перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

4. Капитанова Л.В. Анализ изменения основных параметров самолетных модификаций с фиксированной длиной их пробега при посадке / Л.В. Капитанова // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппа-

ратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". – Х.: НАКУ "ХАИ", 2006. – Вып. 3(46). – С. 53-59.

5. Капитанова Л.В. Формирование потребности тяговооруженности модификаций тяжелых самолетов транспортной категории с учетом ограничений по условиям их базирования / Л.В. Капитанова, Ю.В. Бабенко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 3 (39). – С. 27-33.

6. Самолет Ан-140. Стандартная спецификация: учебник / П.В. Балабуев, А.Г. Гребеников, П.А. Ключев и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", 2004. – 260 с.

Поступила в редакцию: 10.11.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры проектирования самолетов и вертолетов В.И. Рябков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского „ХАИ”, Харьков, Украина.

МОДЕЛЮВАННЯ ЗМІНИ ЗЛІТНО-ПОСАДОЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКА ПРІ ПРОЕКТУВАННІ ЙОГО МОДИФІКАЦІЙ

Л.В. Капітанова, О.М. Науменко

Запропоновано модель і методика формування злітно-посадочних характеристик модифікацій літака зі збільшеною пасажиромісністю на основі аналізу рівняння існування літака. Кількісна оцінка таких змін зроблена на прикладі регіонального літака. Розглянуто модифікації по пасажиромісності при зміні площі крила й потужності силової установки з урахуванням впливу цих параметрів на довжину розбігу й дистанцію перерваного зльоту з одним двигуном, що відмовив. Показано, що збільшення пасажиромісності цього літака на 10...12 чоловік вимагає збільшення площі крила приблизно на 6 м² за умовою базування таких модифікацій на аеродромах, що заявлені для базового варіанту літака.

Ключові слова: модифікація літака, злітно-посадочні характеристики, злітно-посадочна смуга, довжина розбігу, довжина пробігу.

MODELING OF AIRPLANE TAKE-OFF AND LANDING PERFORMANCE CHANGES AT DESIGNING ITS MODIFICATION

L.V. Kapitanova, A.N. Naumenko

Model and methodology of take-off run and required runway length forming at designing an airplane modification with increased take-off weight on the basis of airplane existence equation analysis taking into account simplified expression for take-off run determining are proposed. Quantitative estimation of these changes is carried out on the example of regional airliner modification. Modifications of passenger capacity taking into account changes of wing area and engine power taking into account these parameters impact to take-off run and aborted take-off distance with one engine inoperative are considered. It is shown that, passenger capacity increase of this airplane in 10...12 passengers requires the wing area increase approximately in 6 m² by condition of basing of such modifications on the stated airports.

Key words: airplane modification, take-off properties, runway, take-off length, landing length.

Капитанова Людмила Валерьевна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры проектирования самолетов и вертолетов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Науменко Александр Николаевич – студент самолетостроительного факультета Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.