

УДК 629.735.33

Капитанова Л.В. канд. техн. наук, доц., доцент кафедры проектирования самолетов и вертолетов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина, e-mail: zzzmila888@gmail.com;

Рябков В.И. д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры проектирования самолетов и вертолетов Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ СТАРТОВОЙ ТЯГОВОООРУЖЕННОСТИ МОДИФИКАЦИИ САМОЛЕТА ПО УСЛОВИЯМ ЕЕ РАЗБЕГА ПРИ ВЗЛЕТЕ И ПРОБЕГА ПРИ ПОСАДКЕ

При проектировании модификаций самолетов транспортной категории существует проблема увеличения их стартовых масс, что неизбежно влечет за собой ухудшение их взлетно-посадочных характеристик.

Предложен метод удержания взлетно-посадочных характеристик более тяжелых модификаций $(ВПХ)^м$ на уровне ВПХ базового самолета: $(ВПХ)^м = (ВПХ)^б$. Структуру метода образуют концептуальные условия равенства длин разбега при взлете ($l_p^м = l_p^б$), длин пробега при посадке ($l_{пр}^м = l_{пр}^б$), а также равенства скоростей принятия решений ($V_p^м = V_p^б$), что обеспечивает равенство дистанций прерванного взлета самолета. На основе таких положений разработаны модели оценки взаимосвязи стартовой тяговооруженности и стартовой массы более тяжелой модификации ($\bar{t}_0(\bar{m}_0)$) с учетом влияния количества работающих двигателей, коэффициента трения шин о ВПП и аэродинамических коэффициентов. Кроме того, в таких моделях учтены неизбежные ограничения, возникающие на этапе предварительного проектирования.

На основе таких равенств: длин разбега при взлете более тяжелой модификации и базового самолета; длин пробега при посадке более тяжелой модификации и базового самолета; скоростей принятия решений в условиях прерванного взлета модификации, получена модель определения стартовой тяговооруженности от взлетной массы более тяжелой модификации с учетом ряда ограничений, неизбежно возникающих на этапе предварительного проектирования модификаций самолетов.

При использовании этого метода для количественной оценки установлено, что при росте взлетной массы модификации на 20% и сохранении ее базирования на аэродромах, заявленных для базового самолета, требуется увеличение ее тяговооруженности на 16%.

Задача решена в безразмерных параметрах, т. е. ее результаты могут быть применены к модификациям самолета различного назначения.

Такой подход позволяет количественно оценить потребное изменение стартовой тяговооруженности при изменении стартовой массы, вызванного необходимыми модификационными изменениями в условиях неизбежного учета перечисленных (и некоторых других) ограничений, возникающих на этапе предварительного проектирования модификаций самолетов транспортной категории.

Ключевые слова: модификации самолета, взлетно-посадочные характеристики, длина разбега, длина пробега.

Введение

Создание модификаций самолетов транспортной категории получило широкое распространение в отечественном и мировом самолетостроении.

Наиболее известные модификации отечественных самолетов: Ан-74, Ан-74-ТК-200, Ан-74-ТК-300, Ан-148-100, Ан-148А, Ан-148Б,

Ан-148Е и др.; модификации американских самолетов В-737: В-737-100, В-737-200А, В-737-300, В-737-400, В-737-400, В-737-500 и др.; модификации самолетов западно-европейского концерна Airbus: А-319-100, А-319-130, А-320-110, А-320-230 и многие другие.

Создание модификаций указанных самолетов повысило их производительность и суще-

ственно снизило затраты на этапе их эксплуатации, обеспечило увеличение их жизненного цикла как типа самолетов; приспособило их к современным условиям авиаперевозок.

Однако при разработке модификаций возникает ряд трудностей, среди которых выделяется проблема обеспечения взлетно-посадочных характеристик самолета.

Увеличение производительности, ради чего и создаются модификации, неизбежно приводит к увеличению взлетной массы модификации самолета и, как следствие, к ухудшению взлетно-посадочных характеристик, что в свою очередь влияет:

- 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 [1, –3, 5].

Устранение таких последствий при создании тяжелых модификаций может быть реализовано на этапе их предварительного проектирования путем согласованного выбора основных параметров, среди которых тяговооруженность играет определяющую роль, в особенности при формировании взлетно-посадочных характеристик.

Цель работы

Разработка этапа предварительного проектирования метода определения стартовой тяговооруженности модификации с увеличенной стартовой массой с учетом требований по условию прерванного взлета.

Концептуальные условия решаемой задачи

Под взлетно-посадочными характеристиками в данной статье рассматриваются перемещения и скорости полета самолета, связанные со взлетно-посадочной полосой.

При этом под перемещениями имеются в виду:

- длина разбега при взлете – L_p ;
- длина пробега при посадке – $L_{пр}$;
- дистанция прерванного взлета ($L_{прер}$) с учетом участков разбега и пробега, поскольку эта величина предопределяет аэродром базирования, т. е. потребную длину взлетно-посадочной полосы ($L_{впл}$).

Под скоростной характеристикой в данной постановке понимают скорость принятия решения в условиях прерванного взлета.

Эти перемещения и скорости предопределяются выбором наиболее важных параметров модификаций, поэтому для этапа проектирования следует разработать ряд положений, чтобы выполнялось требуемое условие

$$(ВПХ)^M \cong (ВПХ)^B. \quad (1)$$

Для достижения такого результата необходим принципиально новый подход к формированию основных параметров модификаций самолетов, таких, как взлетная масса m_0 и тяговооруженность t_0 .

Взлетно-посадочные характеристики модификаций самолета с повышенной удельной нагрузкой на крыло ухудшаются по сравнению с ВПХ базового самолета, что не всегда является приемлемым. С учетом этого обстоятельства концептуальные положения по отношению к величине ВПХ можно представить в следующем виде:

- длина разбега модификации (L_p^M) должна быть равной (или незначительно отличаться)

длине разбега базового самолета (L_p^B):

$$L_p^M \cong L_p^B; \quad (2)$$

- длина пробега модификации самолета при посадке ($L_{пр}^M$) должна быть равной (или меньше) длине пробега базового самолета ($L_{пр}^B$):

$$L_{пр}^M \cong L_{пр}^B \quad (3)$$

- дистанция прерванного взлета модификации самолета ($L_{прер}^M$) должна быть равной дистанции прерванного взлета базового самолета ($L_{прер}^B$):

$$L_{прер}^M \cong L_{прер}^B, \quad (4)$$

где L_p^M – длина разбега модификации самолета;

L_p^B – длина разбега базового самолета.

Модели реализации концептуальных условий

При расчете взлета самолета принимаем, что весь разбег совершается на основных опорах шасси, углы атаки α и отклонения тяги ϕ в процессе разбега счи-

таются постоянными, а уравнение длины разбега при принятых допущениях имеет вид [4]

$$L_p = \frac{1}{2g} \cdot \int_0^{V_{отр}} \left(\frac{dV^2}{K_1 t_0 - f_k - \frac{\rho_0 S_{кр} V^2}{2m_0} (C_{х,р} - f_k C_{у,р})} \right) \quad (5)$$

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

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2m_0}{\rho_0 C_{у,отр} S_{кр}}}, \quad (6)$$

где m_0 – масса самолета при взлете;

$S_{кр}$ – площадь крыла;

ρ – плотность воздуха;

g – ускорение свободного падения;

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

$C_{х,р}$ – коэффициент аэродинамического сопротивления при разбеге.

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

$$L_p = \frac{V_{отр}^2}{2g(K_1 t_0 - f_k - \frac{\rho_0 C_{х,р} S_{кр}}{6m_0} V_{отр}^2)}, \quad (7)$$

где K_1 – коэффициент, учитывающий падение тяги двигателей по скорости и потери в воздухоборниках (для самолетов с ТРД при стандартной атмосфере – $K_1 \approx 0,9$; при $t_n^0 = +30^\circ\text{C}$ 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);

$V_{отр}$ – скорость отрыва (рис.1);

t_0 – стартовая тяговооруженность.

Выполняя условие (3), получим, равенство

$$\frac{1}{K_1 \left(1 - \frac{1}{n_{дв}} \right) \cdot r_p \cdot t_{ов} + f_{пр} + \frac{1}{3} \frac{C_{х,пр}}{C_{у,пос}}} = \frac{\bar{V}_{пос}^2}{K_1 \left(1 - \frac{1}{n_{дв}} \right) \cdot r_p \cdot \bar{t}_{ов} + f_{пр} + \frac{1}{3} \frac{C_{х,пр}}{C_{у,пос}}}. \quad (8)$$

В равенство (8) следует подставить значения посадочных скоростей, определяемых на основе выражения (6) при $\bar{m}_{пос} = \bar{m}_0^M$, т.е. $(V_{пос}^6)^2$; $V_{пос}^2$ и $(\bar{V}_{пос})^2$, и преобразовать его к виду

$$\bar{m}_0^M = \frac{\frac{K_1}{f_{пр} + \frac{C_{х,пр}}{3C_{у,пос}}} \cdot \left(1 - \frac{1}{n_{дв}} \right) r_p t_{ов}^6 + 1}{\frac{K_1}{f_{пр} + \frac{C_{х,пр}}{3C_{у,пос}}} \cdot \left(1 - \frac{1}{n_{дв}} \right) r_p t_{ов}^6 + 1}. \quad (9)$$

Зависимость (8) в полной мере определяет взаимосвязь основных параметров модификации с базовым вариантом самолета при равенстве $L_p^M \approx L_p^6$.

Для реализации условия (3) воспользуемся известным выражением при оценке длины пробега [1]:

$$L_{пр} \cong \frac{V_{пос}^2}{2g \cdot \left[K_1 \left(1 - \frac{1}{n_{дв}} \right) \cdot r_p t_0 + f_{пр} + \frac{1}{3} \frac{C_{х,пр}}{C_{у,пр}} \right]}, \quad (10)$$

где $n_{дв}$ – число двигателей;

r_p – коэффициент отношения тяги реверса к прямой тяге двигателей;

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

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

$C_{х,пр}$ – коэффициент аэродинамического сопротивления на пробеге;

$C_{у,пр}$ – коэффициент подъемной силы на пробеге.

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

$$V_{пос} = \sqrt{\frac{2m_{пос}}{\rho_0 \cdot C_{у,пос} \cdot S_{кр}}}. \quad (11)$$

Для реализации условия (4) сформируем равенство длин пробега.

Если исходить из условия (2), т.е. равенства длин разбега модификации самолета и базового самолета, то получим соотношение

$$\frac{1}{K_1 t_{о,б} - f_k - \frac{\rho_0 C_{х,р} S_{кр}}{6m_0^6} (V_{отр.}^6)^2} = \frac{1}{K_1 t_{о,б} \bar{t}_0 - f_k - \frac{\rho_0 C_{х,р} S_{кр}}{6m_0} V_{отр}^2}, \quad (12)$$

в которое следует подставить значения неизвестных скоростей, определяемых на основа-

нии уравнения (6): $(V_{отр}^{\delta})^2$, $(V_{отр}^M)^2$ и $(\bar{V}_{отр}^{\delta})^2$. В таком случае получим выражение, связывающее основные параметры в процессе проектирования модификации самолета:

$$\bar{m}_0 = \frac{\frac{K_1}{f_k + C_{Xp}/3C_{Yотр}} t_0^{\delta} t_0^M - 1}{\frac{K_1}{f_k + C_{Yp}/3C_{Yотр}} t_0^{\delta} - 1}, \quad (13)$$

где t_0^{δ} , t_0^M – тяговооруженность базового самолета и его модификации соответственно.

В качестве примера рассмотрим базовый самолет с исходной тяговооруженностью $t_0^{\delta} = 0,30$ и $C_{Xp} = 0,08$, $C_{Yотр} = 1,70$. При условиях $\bar{L}_p^M = 1$, $K_1 = 0,9$, $K_1 = 0,813$, $f_k = 0,02$ и $f_k = 0,08$ определим возможное увеличение взлетной массы, если тяговооруженность рассматриваемого самолета изменяется в пределах $0,7 \leq \bar{t}_0^M \leq 1,6$ [6].

Результаты расчета по выражению (13) показаны на рис. 1, 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 $m_0 > 300$ т ;

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

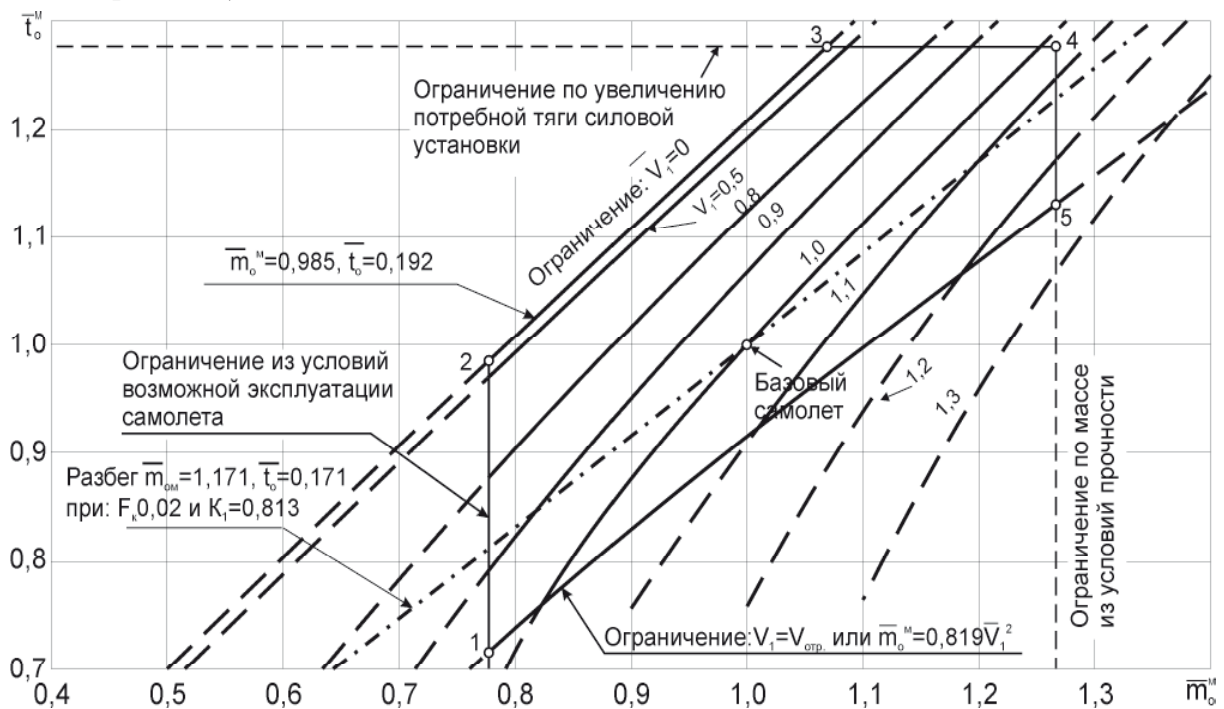


Рис. 1. Влияние изменения масс модификаций (\bar{m}_0) и скорости принятия решений (\bar{V}_1) на потребную величину тяговооруженности (t_0)

Для упрощения зависимости (9) в качестве параметров базового самолета примем значения $m_0^{\delta} = 300$ т; $V_{пос}^{\delta} = 66,227$ м/с; $C_x = 0,3$; $C_{Yпос} = 2,0$; $f_{пр} = 0,25$; $r_p = 0,4$; $\bar{t}_0^{\delta} = 0,3$. В этом случае базовый самолет имеет такую длину пробега:

- $L_{пр}^{\delta} = 600$ м – при отказе критического двигателя ;
- $L_{пр}^{\delta} = 562$ м – при всех работающих двигателях.

Принятые значения параметров базового самолета позволяют упростить выражение (9) в результате чего получим

$$\bar{m}_0^M = \frac{0,4K_1 \left(1 - \frac{1}{n_{дв}}\right) \bar{t}_0^M + 1}{0,4K_1 \left(1 - \frac{1}{n_{дв}}\right) + 1}. \quad (14)$$

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

Таким образом, установлена взаимосвязь потребных изменений тяговооруженности тяжелого самолета транспортной категории и взлетных масс его возможных модификаций.

Если их параметры выбраны при условии равенства длины пробега модификации самолета во время посадки и аналогичного параметра 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.

Представим зависимость (13) 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. 1).

На рис. 1 изображена также зависимость (5) при $f_k = 0,02$ 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 $\bar{L}_{\text{ПРЕРВ}} \cong 1,0$ определяется следующими ограничениями (граничными условиями):

1. Линия 1–2 – ограничение из условий возможной эксплуатации самолета. Например, снижение взлетного веса базового самолета за счет неполной загрузки его топливом или полезной нагрузки. При этом принято ограничение $\bar{m}_{0\min} = 0,78$, т. е. $m_{0\min} = 234$ т вместо $m_0 = 300$ т.

2. Линия 2–3 – ограничение $\bar{V}_1 = 0$.

Уравнение (19) превращается в зависимость

$$\bar{m}_0 = 0,985\bar{t}_0 - 0,192, \quad (15)$$

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

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

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

Увеличение потребной тяги силовой установки самолета в рассматриваемых относительных пределах $1,0 \leq \bar{t}_0 \leq 1,28$ может быть обеспечено как наличием автоматически включаемого (по сигналу отказа двигателя) форсированного режима работы двигателя, так и возможностью установки на модификацию более мощных двигателей.

4. Линия 4–5 – ограничение 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 $\bar{m}_{0\max} = 1,26$.

5. Линия 5–1 – ограничение $V_1 = V_{\text{ОТР}}$. Данное ограничение дает зависимость

$$V_{\text{ЛБ}} \bar{V}_1 = V_{\text{ОТР.Б}} \bar{V}_{\text{ОТР.Б}} = V_{\text{ОТР.Б}} \sqrt{\bar{m}_0},$$

$$\bar{m}_0 = \frac{V_{\text{ЛБ}}^2}{V_{\text{ОТР.Б}}^2} \bar{V}_1^2 \quad \text{или} \quad \bar{m}_0 = 0,819 \bar{V}_1^2,$$

которую можно рассматривать, как завершённый разбег с одним критическим двигателем, отказавшим в момент отрыва модификаций.

Отличительной особенностью приведенных данных является то, что они представлены в безразмерной форме и поэтому могут быть применены для любой модификации тяжелого самолета транспортной категории с силовой установкой, образованной четырьмя ТРД.

Заключение

В работе представлен новый метод формирования тяговооруженностей модификаций самолетов транспортной категории по заданным параметрам разбега и пробега при различных коэффициентах падения тяги двигателя, а также с учетом изменения коэффициента трения колес шасси о ВПП.

С помощью таких моделей установлено, что во время осуществления модификационных изменений по условию $L_p^M \approx L_p^B$ при увеличении массы модификации на 20% требуется увеличение тяговооруженности на 16%, тогда как реализация условия $L_{\text{пр}}^M \approx L_{\text{пр}}^B$ приводит к необходимости увеличения тяговооруженности на 54%.

Таким образом, этап пробега при посадке является определяющим при выборе массы и тяговооруженности во время проектирования модификаций самолетов транспортной категории по условию $L_{\text{ВПП}}^M = L_{\text{ВПП}}^B$.

Литература

1. Шейнин В.М. Роль модификаций в развитии авиационной техники / В.М. Шейнин, В.М. Макаров. – М.: Наука, 1983. – 226 с.
2. Кривов Г.А. Мировая авиация на рубеже XX–XXI столетий [Текст] / Г.А. Кривов, А.А. Матвеев, А.А. Щербан. – К.: Техніка, 2001. – 148 с.

3. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов / Э. Торенбик; пер. с англ. Е.П. Голубкова. – М. : Машиностроение, 1983. – 648 с.

4. Капитанова Л. В. Влияние основных параметров на скорость принятия решения при взлете модификаций самолета / Л. В. Капитанова // Вісник двигунобудування. – 2013. – № 2. – С. 50–56.

5. Капитанова Л. В. Основные условия сохранения базовых взлетно-посадочных характе-

ристик при разработке модификаций самолетов / Л. В. Капитанова // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2007. – Вып. 4 (51). – С. 18–25.

6. Региональный пассажирский самолет Ан-140: краткое техническое описание. Киев, Антонов, 1997, 102с.

Поступила в редакцию 19.07.2019

Л. В. Капітанова, В. І. Рябков. Визначення стартової тягооснащеності модифікацій літаків за умовами розбігу при зльоті та пробігу при посадці

При проектуванні модифікацій літаків транспортної категорії виникає проблема збільшення їх стартових мас, що неминуче тягне за собою погіршення їх злітно-посадкових характеристик.

Запропоновано метод утримання злітно-посадкових характеристик більш важких модифікацій $(ЗПХ)^м$ на рівні їх базового літака: $(ЗПХ)^м = (ЗПХ)^б$. Структуру методу складають концептуальні положення рівності довжин розбігу при зльоті $(l_p^м = l_p^б)$, а також рівності довжин пробігу при посадці $(l_{пр}^м = l_{пр}^б)$, а також рівності швидкостей прийняття рішень $(V_p^м = V_p^б)$, що забезпечує рівність дистанцій перерваного зльоту літака. На основі таких положень розроблено моделі оцінювання взаємозв'язку стартової тягооснащеності і стартової маси більш важких модифікацій $(\bar{t}_0(\bar{m}_0))$ з урахуванням кількості працюючих двигунів, коефіцієнта тертя шин об ЗПС та аеродинамічних коефіцієнтів. Крім того, у таких моделях ураховано неминучі обмеження, які виникають на етапі попереднього проектування.

На основі таких рівнянь: довжин розбігу при зльоті більш важкої модифікації та базового літака; довжин пробігу при посадці більш важкої модифікації та базового літака; швидкостей прийняття рішень в умовах перерваного зльоту модифікації, отримана модель визначення стартової тягооснащеності від злітної маси більш важкої модифікації з урахуванням ряду обмежень, які неминуче виникають на етапі попереднього проектування модифікацій літаків.

При використуванні цього метода для кількісної оцінки встановлено, що при рості злітної маси модифікації на 20 % та збереженні її базування на аеродромах, що заявлені для базового літака, потрібно збільшення її тягооснащеності на 16%.

Задачу розв'язано в безрозмірних параметрах, тобто її результати можуть бути застосовані для модифікацій літака різного призначення.

Такій підхід дає змогу кількісно оцінити потрібне змінення стартової тягооснащеності при змінненні стартової маси, що спричинено необхідними модифікаційними змінами в умовах неминучого врахування перелічених (та деяких інших) обмежень, які виникають на етапі попереднього проектування модифікацій літаків транспортної категорії.

Ключові слова: модифікації літака, злітно-посадкові характеристики, довжина розбігу, довжина пробігу.

Kapitanova L. V., Riabkov V. I. Method for determining the initial thrust-to-weight of aircraft modifications under take-off run and landing run conditions

When designing modifications of the transport category aircraft, there is a problem of increasing their starting masses, which inevitably entails a deterioration in their take-off and landing characteristics.

A method is proposed for holding the take-off and landing characteristics of heavier modifications $(VPKh)^м$ at the level of their base aircraft $(VPKh)^м = (VPKh)^б$. The structure of the method is formed by the conceptual conditions of equality of take-off run lengths ($=$), landing run lengths ($=$), and equality of decision-making speeds ($=$), which ensures equality of distances of the interrupted take-off of the flight. On the basis of such provisions, models have

been developed for assessing the relationship between the starting thrust-to-weight ratio and the starting mass of a heavier modification ($\bar{t}_0(\bar{m}_0)$), taking into account the influence of the number of running engines, the friction coefficient of the tires on the runway and the aerodynamic coefficients. In addition, such models take into account the inevitable limitations that arise during the preliminary design phase.

On the basis of such equalities: take-off run lengths of a heavier version and the base aircraft; landing run lengths of a heavier version and the base aircraft; decision-making speeds in the conditions of interrupted take-off of a modification; a model is obtained to determine the starting thrust-to-weight ratio of the take-off mass of a heavier modification taking into account a number of limitations that inevitably arise during the preliminary design stage of aircraft modifications.

When using this method for quantitative assessment, it was established that with the growth of the take-off mass of a modification by 20% and preserving its base on the airfields declared for the base aircraft, an increase in its thrust-to-weight ratio by 16% is required.

The problem is solved in dimensionless parameters, i.e. its results can be applied to modifications of the aircraft for various purposes.

Such an approach allows one to quantify the required change in the starting thrust-to-weight ratio when the starting mass is changed, due to the necessary modification changes in the conditions of unavoidable accounting for the listed (and some other) constraints arising at the preliminary design stage of modifications of the transport category aircraft.

Key words: airplane modifications, takeoff and landing performance, takeoff distance, landing distance.

References

1. Shejnin V. M., Rol' modifikacij v razvitii aviacionnoj tehniki. [The role of modifications in the aircraft development.] / V. M. Shejnin, V. M. Makarov. M.: Nauka, 1982. 226 s.
2. Krivov G. A. Mirovaja aviacija na rubezhe XX-XXI stoletij [World aviation at the turn of the 20th-21st centuries] / G.A. Krivov, A. A. Matveenko, A. A. Shherban, K. : Tehnika, 2001. 48 s.
3. Torenvik E. Proektirovanie dozvukovyh samoletov [Synthesis of subsonic airplane design] / per. s angl. E. P. Golubkova. M.: Mashinostroenie. 1983. 648 s.
4. Kapitanova L. V. Vlijanie osnovnyh parametrov na skorost' prinjatija reshenija pri vzlete modifikacij samoleta. [Aircraft modification basic parameters

effect on the decision-making speed during take-off] / L. V. Kapitanova // Visnyk dvygunobuduvannya. 2013. № 2. S. 50–56.

5. Kapitanova L. V. Osnovnye uslovija sohraneniya bazovyh vzletno-posadochnyh harakteristik pri razrabotke modifikacij samoletov [Main conditions for maintaining the basic takeoff and landing characteristics in the development of aircraft modifications] // Voprosy proektirovanija i proizvodstva konstrukcij letatel'nyh apparatov : sb. nauch. tr. / Nats. ajerokosm. un-t im. N. E. Zhukovskogo «KhAI». Har'kov, 2007. Vyp. 4 (51). S. 18–25.

6. Regional'nyj passazhirskij samolet An-140: krat. tehn. opisanie [An-140 regional passenger aircraft: a brief technical description]. Kiev : Antonov, 1997. 102 s.