

УДК 629.735.33

Л.В. КАПИТАНОВА

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЗЛЕТНЫХ МАСС МОДИФИКАЦИЙ САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ ПО УСЛОВИЯМ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

Предложен новый метод формирования основных параметров самолетов различных модификаций (взлетной массы, тяговооруженности, отказа двигателя, аэродинамических свойств крыла и т.п.) по условию обеспечения длины разбега при взлете и длины пробега при посадке на уровне базового самолета. Установлено, что в результате модификационных изменений по условию равенства дистанций разбега при увеличении взлетной массы модификации самолета на 20% требуется увеличение тяговооруженности на 16%, тогда как реализация условия равенства дистанций пробега модификации и базового самолета приводит к необходимости увеличения тяговооруженности на 5%, т.е. этап пробега является определяющим в оценке взлетных масс модификаций по условию равенства потребной длины взлетно-посадочной полосы.

Ключевые слова: модификации самолетов, формирование взлетных и посадочных масс, дистанции разбега и пробега самолета.

Введение

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

Наиболее известные модификации:

– 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 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 западноевропейского концерна Airbus: А-319-100, А-319-130, А-320-110, А-320-230 и многие другие.

Создание модификаций указанных самолетов:

– обеспечило увеличение их жизненного цикла;

– приспособило их к современным условиям авиаперевозок;

– повысило их производительность и существенно снизило затраты на этапе их эксплуатации.

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.

Таким образом, эти весьма важные факторы напрямую связаны с формированием масс модификаций самолетов на этапе их проектирования.

Цель работы

Сформировать новый метод определения масс модификаций самолетов транспортной категории по заданным параметрам разбега и пробега.

Решению этого проблемного вопроса и посвящены дальнейшие исследования.

Решение проблемы

Одним из направлений решения этой проблемы является определение основных параметров модификации (в том числе и ее массы) на основе равенства потребной взлетно-посадочной полосы (ВВП) модификации и базового самолета:

$$L_{впп}^M \approx L_{впп}^{\delta} \quad (1) \quad \text{где } L_p^M - \text{длина разбега модификации;}$$

Применительно к дистанции разбега такое требование приводится к виду

$$L_p^M \approx L_p^{\delta}, \quad (2) \quad \text{При разбеге самолет перемещается по}$$

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

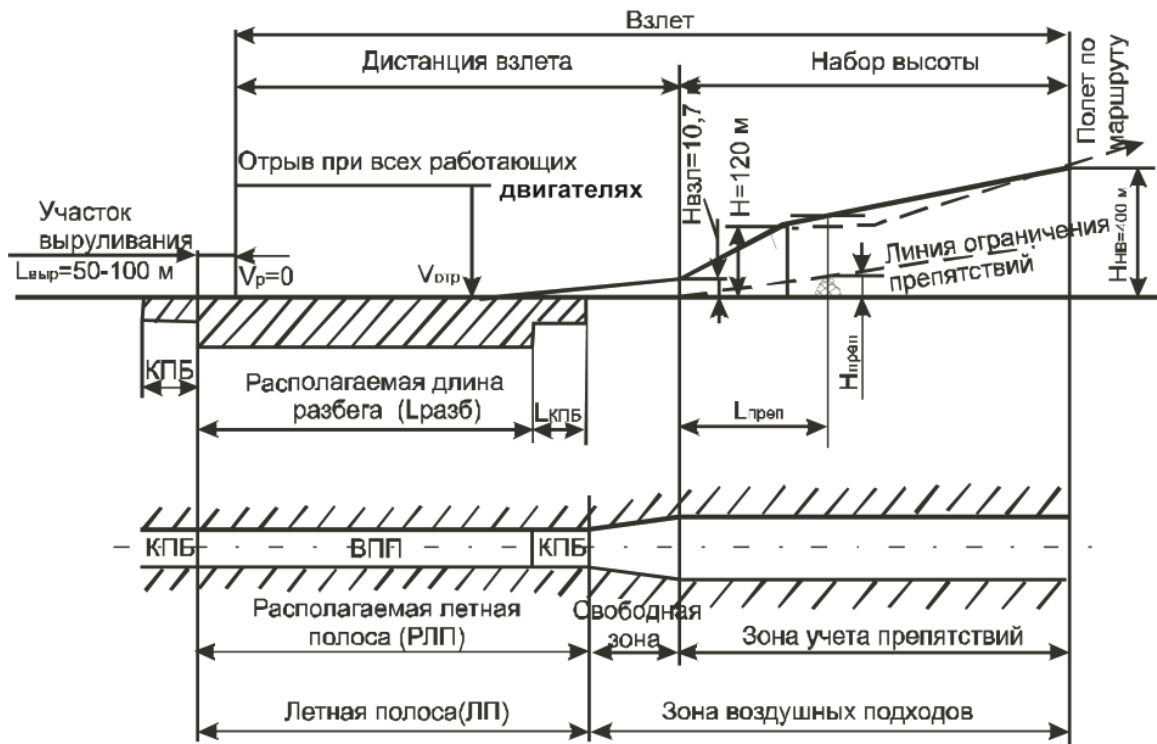


Рис. 1. Характерные участки самолета: КПБ – концевая полоса безопасности; ВПП – взлетно-посадочная

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

$$L_p = \frac{1}{2g} \cdot \int_0^{V_{отр}} \left(\frac{dV^2}{K_1 t_0 - f_k - \frac{\rho_0 S_{кр} V^2}{2m_0} (C_{x,p} - f_k C_{yp})} \right) \quad (3)$$

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

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2m_0}{\rho_0 C_{yотр} S_{кр}}}, \quad (4)$$

где m_0 – масса самолета при взлете;
 $S_{кр}$ – площадь крыла;

ρ – плотность воздуха;
 g – ускорение свободного падения;

$C_{yотр}$ – коэффициент подъемной силы при разбеге в точке отрыва самолета от ВПП;
 $C_{x,p}$ – коэффициент аэродинамического сопротивления при разбеге.

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

С учетом объективно существующих ограничений а и б (см. рис. 2) по возможным массам модификаций необходимая тяговооруженность изменяется от $\bar{t}_0^M \approx 0,8$ до $\bar{t}_0^M \approx 1,24$.

Как видим, если модификацию самолета осуществлять из условия $L_p^M = L_p^{\delta}$, то предпочтительными будут области модификационных изменений с показателями $\bar{m}_0^M < 1,0$ и $\bar{t}_0^M > 1,0$. Полученные зависимости (5) и (7) позволяют

количественно оценить допустимое изменение основных параметров в модифицированном

самолете при дистанции разбега $L_p^M = L_p^{\delta}$.

При создании модификаций условием выбора основных их параметров является условие (1), которое преобразуется к следующему виду для этапа пробеге самолета по ВПП (рис.2)

$$\frac{L_{пр}^M}{L_{пр}^{\delta}} \equiv \bar{L}_{пр} = 1,0, \quad (5)$$

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

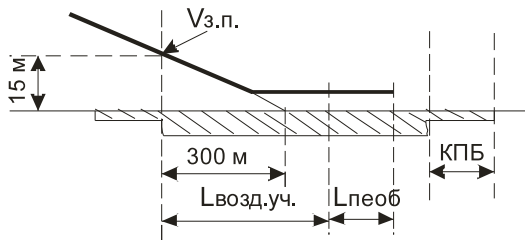


Рис. 2. Характерные участки посадки самолета

Для реализации условия (5) воспользуемся известным выражением при оценке длины пробеге [1]:

$$L_{пр} \cong \frac{V_{пос}^2}{2g \cdot \left[K_1 \left(1 - \frac{1}{n_{дв}} \right) \cdot r_p t_o + f_{пр} + \frac{1}{3} \frac{C_{xпр}}{C_{yпр}} \right]}, \quad (6)$$

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);

$C_{xпр}$ – коэффициент аэродинамического сопротивления на пробеге;

$C_{yпр}$ – коэффициент подъемной силы на пробеге.

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

$$V_{пос} = \sqrt{\frac{2m_{пос}}{\rho_o \cdot C_{yпос} \cdot S_{кр}}}. \quad (7)$$

Для реализации условия (5) сформируем равенство

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

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

$$\bar{m}_o^M = \frac{\frac{K_1}{f_{пр} + \frac{C_{Xпр}}{3C_{Yпос}}} \cdot \left(1 - \frac{1}{n_{дв}} \right) r_p t_o^{\delta} \bar{t}_o + 1}{\frac{K_1}{f_{пр} + \frac{C_{Xпр}}{3C_{Yпос}}} \cdot \left(1 - \frac{1}{n_{дв}} \right) r_p t_o^{\delta} + 1}; \quad (9)$$

$$L_p = \frac{V_{отр}^2}{2g(K_1 t_o - f_k - \frac{\rho_o C_{Xp} S_{кр}}{6m_o} V_{отр}^2)}, \quad (10)$$

где K_1 – коэффициент, учитывающий падение тяги двигателей по скорости и потери в воздухозаборниках (для самолетов с ТРД при стандартной атмосфере – $K_1 \approx 0,9$; при

$t_o^{\delta} = +30^{\circ} C$ 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);

$V_{отр}$ – скорость отрыва (см. рис. 1);

t_o – стартовая тяговооруженность.

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

$$\frac{1}{K_1 t_{o,\delta} - f_k - \frac{\rho_o C_{Xp} S_{кр}}{6m_o^{\delta}} (V_{отр}^{\delta})^2} = \frac{V^2}{K_1 t_{o,\delta} \bar{t}_o - f_k - \frac{\rho_o C_{Xp} S_{кр}}{6m_o} V_{отр}^2}, \quad (11)$$

в которое следует подставить значения неизвестных скоростей, определяемых на основании уравнения (4): $(V_{отр}^{\delta})^2$, $(V_{отр}^M)^2$ и $(\bar{V}_{отр}^{\delta})^2$. В таком случае получим выражение, связывающее

вающие основные параметры в процессе проектирования модификации самолета:

$$\bar{m}_0 = \frac{\frac{K_1}{f_k + C_{Xp}/3C_{Yотр}} t_0^{\bar{t}_0^M} - 1}{\frac{K_1}{f_k + C_{Yp}/3C_{Yотр}} t_0^{\bar{t}_0} - 1}, \quad (12)$$

где $t_0^{\bar{t}_0^M}$, $t_0^{\bar{t}_0}$ – тяговооруженность базового самолета и его модификации соответственно.

В качестве примера рассмотрим базовый самолет с исходной тяговооруженностью $t_0^{\bar{t}_0} = 0,30$ 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

$$0,7 \leq \bar{t}_0^M \leq 1,6.$$

Результаты расчета по выражению (12) показаны на рис.3, 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).

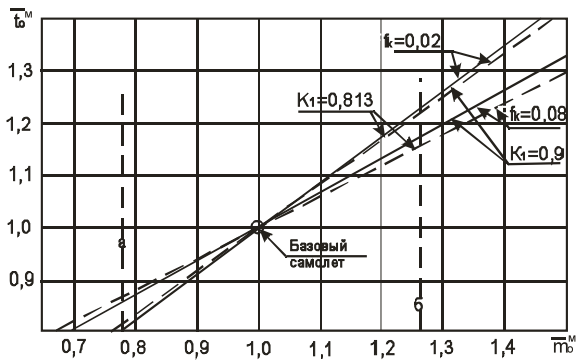


Рис. 3. Потребное изменение тяговооруженности модификаций тяжелого самолета транспортной категории с параметрами $m_0^{\bar{t}_0} = 300$ т; $t_0^{\bar{t}_0} = 0,3$; $C_{Xp} = 0,08$;

$C_{Yотр} = 1,70$; и $V_{отр}^{\bar{t}_0} = 71,828$ м/с (при $L_p^M \approx L_p^{\bar{t}_0}$):
а – ограничение по возможной загрузке модификаций самолета; б – ограничение по условию прочности

Для упрощения зависимости (9) в качестве параметров базового самолета примем значения $m_0^{\bar{t}_0} = 300$ т; $V_{пос}^{\bar{t}_0} = 66,227$ м/с; $C_x = 0,3$;

$C_{Yпос} = 2,0$; $f_{пр} = 0,25$; $r_p = 0,4$; $t_0^{\bar{t}_0} = 0,3$. В этом случае базовый самолет имеет такую

длину пробега:

– $L_{пр}^{\bar{t}_0} = 600$ м – при отказе критического двигателя ;

– $L_{пр}^{\bar{t}_0} = 562$ м – при всех работающих двигателях.

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

$$\bar{m}_0^M = \frac{0,4K_1 \left(1 - \frac{1}{n_{дв}}\right) \bar{t}_0^M + 1}{0,4K_1 \left(1 - \frac{1}{n_{дв}}\right) + 1} \quad (13)$$

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.

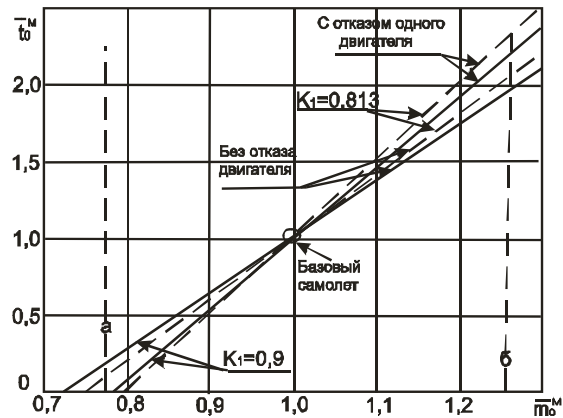


Рис. 4. Потребное изменение тяговооруженности модификаций тяжелого транспортного самолета ($m_0^{\bar{t}_0} = 300$ т) по условию $L_{пр}^M \approx L_{пр}^{\bar{t}_0}$.

а – ограничение по возможной загрузке модификаций самолета; б – ограничение по условию прочности

Таким образом, на рис. 4 показана взаимосвязь требуемых 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 вели-

чины коэффициента качения колес по ВПП.

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.

Анализируя зависимости, изображенные на рис.3, можно прийти к выводу, что реверс тяги ($\tau = 0$) 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 $\bar{\tau}_0^M = 0$ имеем $\bar{V}_{\text{нос}}^M = 0,897$; и $L_{\text{пр}}^M = 600\text{м}$, т.е. условие (5) выполняется при простом торможении колес шасси без применения реверса тяги двигателей.

Заключение

В работе представлен новый метод формирования масс модификаций самолетов транспортной категории по заданным параметрам разбега и пробега при различном коэффициенте 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 тяжелых 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. Единые нормы летной годности гражданских транспортных самолетов. – М. : Машиностроение, 1985. – 470 с.
3. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов / Э. Торенбик; пер. с англ. Е.П. Голубкова. – М. : Машиностроение, 1983. – 648 с.
4. Бочкарев А.Ф. Аэромеханика самолета. / А. Ф. Бочкарев. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.
5. Егер С. М. Проектирование самолетов. / С. М, Егер, Н. К. Лисейцев. – М. : Машиностроение, 1983. – 492 с.

Поступила в редакцию 15.05.2015

Л. В. Капітанова. Метод визначення злітних мас модифікацій літаків транспортної категорії за умов зльоту та посадки

Запропоновано новий метод формування основних параметрів літаків різних модифікацій (злітної маси, тягооснащеності, відмови двигуна, аеродинамічних властивостей крила тощо) за умовою забезпечення довжини розбігу під час зльоту і довжини пробігу під час посадки на рівні базового літака.

З'ясовано, що внаслідок модифікаційних змінень за умови рівняння дистанцій розбігу при збільшенні злітної маси модифікації літака на 20% потребується збільшення тягооснащеності на 16%, тоді як реалізація умови рівняння дистанцій пробігу модифікацій і базового літака приводить до необхідності збільшення тягооснащеності на 5%, тобто етап пробігу є основним під час оцінювання злітних мас модифікацій за умовою рівняння потрібної довжини злітно-посадкової полоси.

Ключові слова: модифікації літаків, формування злітних та посадкових мас, дистанції розбігу й пробігу літака.

L. V. Kapitanova. Takeoff mass determination method of modifications of transport category airplanes by takeoff and landing conditions

New method of modifications' main parameters selection (takeoff mass, thrust-to-weight ratio, engine failure, wing aerodynamic properties etc.) by condition of takeoff and landing run keeping at the level of basic airplane is proposed. It is established on the base of this method, that modifications by condition of takeoff run distance equivalence under modifications take-off mass increase by 20% requires thrust-to-weight ratio increasing by 16%; in the same time implementation of basic airplane modification landing run distance equivalence condition results in thrust-to weight ratio increase by 5%, landing run stage is determinative in the modifications' takeoff mass estimation by condition of required airfield length.

Key words: airplane modifications, takeoff and landing mass formation, airplane takeoff and landing runs.