

УДК 629.735.33

Л. В. КАПИТАНОВА

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

КОНЦЕПТУАЛЬНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДИФИКАЦИЙ САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ

Сформулированы концептуальные положения обеспечения взлетно-посадочных характеристик модификаций на уровне базового самолета. Их необходимость вызвана тем обстоятельством, что модификации больше базового самолета по массе и удельной нагрузке на крыло, что и приводит к ухудшению их взлетно-посадочных характеристик. Предложенные концептуальные положения предусматривают выбор основных параметров модификаций по условиям равенства длин разбега, пробега и дистанции прерванного взлета модификации и базового самолета. Кроме того, предложены новые конструктивы: щелевые интерцепторы в закрылках крыла и дополнительные энергетические камеры в амортизационных системах стоек шасси в качестве дополнительных средств реализации концептуальных положений.

Ключевые слова: модификации самолетов, взлетно-посадочные характеристики, концептуальные условия обеспечения взлетно-посадочных характеристик самолета.

Введение

Модификации самолетов транспортной категории получили широкое распространение на рынках авиаперевозок [1, 2]. Это объясняется тем обстоятельством, что модификации, как правило, обладают большей часовой и рейсовой производительностью и меньшей себестоимостью авиаперевозок [3].

Однако у таких самолетов есть один естественный недостаток – их взлетно-посадочные характеристики существенно хуже, чем базового самолета. Причина такого явления заключается в том, что процесс повышения производительности сопровождается увеличением взлетной массы модификаций и удельной нагрузки на крыло, что и приводит к ухудшению их взлетно-посадочных характеристик.

Так, например, увеличение потребной длины пробега при посадке более тяжелой модификации может привести к выкатке самолета за взлетно-посадочную полосу (ВПП) (рис. 1) с крайне неприятными последствиями.

Причин таких летных происшествий и катастроф несколько, но одной из них является ухудшение ВПХ модификации.

Увеличение удельной нагрузки на крыло приводит к увеличению дистанции прерванного взлета, т.е. характеристики, которая предопределяет класс аэродрома базирования самолета. Связанный с этим переход модификации по условиям базирования на аэродром более высокого класса резко снижает ее конкурентоспособность.



Рис. 1. Случаи выкатки самолетов за ВПП:

а – график зависимости длины ВПП от взлетной массы самолета для ближне- и дальнемагистральных самолетов; б – гистограмма выкатов за ВПП; в – последствия выкатки самолета за ВПП

Постановка задачи исследований

Предложить концептуальные положения, осуществление которых обеспечило бы для модификаций с увеличенными взлетной массой и удельной нагрузкой на крыло взлетно-посадочные характеристики на уровне аналогичных параметров базового самолета.

Формирование концептуальных положений

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

При этом под перемещениями имеют в виду:

- длину разбега при взлете - L_p ;
- длину пробега при посадке - $L_{пр}$;
- дистанцию прерванного взлета ($L_{пер}$) с учетом участков разбега и пробега, поскольку эта величина предопределяет аэродром базирования, т.е. требуемую длину $L_{ВПП}$ взлетно-посадочной полосы.

Под скоростными характеристиками в данной постановке понимают:

- скорость принятия решения (V_1) в условиях прерванного взлета;
- скорость парашютирования (V_y) в момент непосредственного приземления как величина, нормируемая НЛГС.

Все эти перемещения и скорости предопределяются этапом выбора наиболее важных параметров модификаций, поэтому для этапа проектирования следует разработать ряд положений, с тем, чтобы выполнялось требуемое условие

$$(ВПХ)^M \cong (ВПХ)^{\bar{6}}. \quad (1)$$

Для достижения такого результата необходим принципиально новый подход к формированию основных параметров модификаций, таких, как взлетная масса m_0 и тяговооруженность t_0 , поскольку большинство модификаций создаются на основе крыла базового самолета ($S_{кр}^M = S_{кр}^{\bar{6}}$) с увеличенной удельной нагрузкой на крыло ($p^M > p^{\bar{6}}$).

В таких условиях приходится решать задачи вида

$$m_0, t_0 = f(\bar{L}_p, \bar{L}_{пр}, \bar{L}_{пер}, V_1, V_y), \quad (2)$$

где $\bar{L}_i = L_i^M / L_i^{\bar{6}}$ - относительная величина перемещений модификаций по аэродрому.

Условия обеспечения длин разбега, пробега и дистанции прерванного взлета модификаций

ВПХ модификаций 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:

$$L_p^M \approx L_p^{\bar{6}}; \quad (3)$$

- длина пробега модификации при посадке ($L_{пр}^M$) должна быть равной (или меньше) длине пробега базового самолета ($L_{пр}^{\bar{6}}$):

$$L_{пр}^M \approx L_{пр}^{\bar{6}}; \quad (4)$$

- дистанция прерванного взлета модификации ($L_{пер}^M$) должна быть равной дистанции прерванного взлета базового самолета ($L_{пер}^{\bar{6}}$):

$$L_{пер}^M \approx L_{пер}^{\bar{6}}. \quad (5)$$

Это часть концептуальных условий, обеспечивающих для модификаций с увеличенной массой и удельной нагрузкой на крыло возможность базирования и эксплуатации на аэродромах, заявленных для базового самолета.

Условия обеспечения регламентируемых скоростей при взлете и посадке

К группе концептуальных условий обеспечения ВПХ модификаций на уровне базового самолета следует отнести и ряд скоростных характеристик присущих самолету во взлетно-посадочных режимах.

Естественно, что все эти скорости модификаций с увеличенной удельной нагрузкой на крыло возрастают, что (с учетом человеческого фактора) приводит к усложнению техники пилотирования и (как часто бывает) к непоправимым ошибкам в виде аварий и катастроф (см. рис. 1).

С учетом ограничений по взлетно-посадочным скоростям и условий по потребным длинам взлетно-посадочных полос скоростное концептуальное положение представляется в следующем виде:

- скорость принятия решения в условиях прерванного взлета на модификации должна быть оди-

наковой со скоростью принятия решения на базовом варианте:

$$V_1^M \equiv V_1^b; \quad (6)$$

– скорость парашютирования V_y в момент непосредственного приземления (конфигурация (3), рис. 2)

Модификации с увеличенной посадочной массой не должна превышать аналогичной величины присущей базовому самолету:

$$V_y^M \equiv V_y^b. \quad (7)$$

Выполнение таких концептуальных условий способно обеспечить базирование модификаций, заявленных для базового самолета, а пилотам – идентичность пилотирования во взлетно-посадочных режимах.

В работе [4] представлен результат реализации одного из названных концептуальных условий, а именно (5): определены изменения массы, тяговооруженности и скорости принятия решения по усло-

вию прерванного взлета самолета модификаций.

Взаимозависимость основных параметров модификаций в координатах «масса (\bar{m}_0) – тяговооруженность (\bar{t}_0) – скорость принятия решения (\bar{V}_1)» изображена на рис. 3. Зависимость имеет вид

$$\bar{m}_0 = \frac{\frac{K_1}{f_{пр} + \frac{C_{Xпр}}{3C_{Yпос}}} \left(1 - \frac{1}{n_{дв}}\right) \Gamma_p t_{об} \bar{t}_0 + 1}{\frac{K_1}{f_{пр} + \frac{C_{Xпр}}{3C_{Yпос}}} \left(1 - \frac{1}{n_{дв}}\right) \Gamma_p t_{об} + 1}. \quad (8)$$

На рис. 3 обозначены и предельные ограничения: по минимуму (1-2) и максимуму (4-5) массы; по тяговооруженности (3-4); по скорости принятия решения (1-5). Эти ограничения определяют диапазон изменений параметров в координатах «масса – скорость принятия решения – тяговооруженность», которые могут быть приемлемыми исходя из концептуального условия (5).

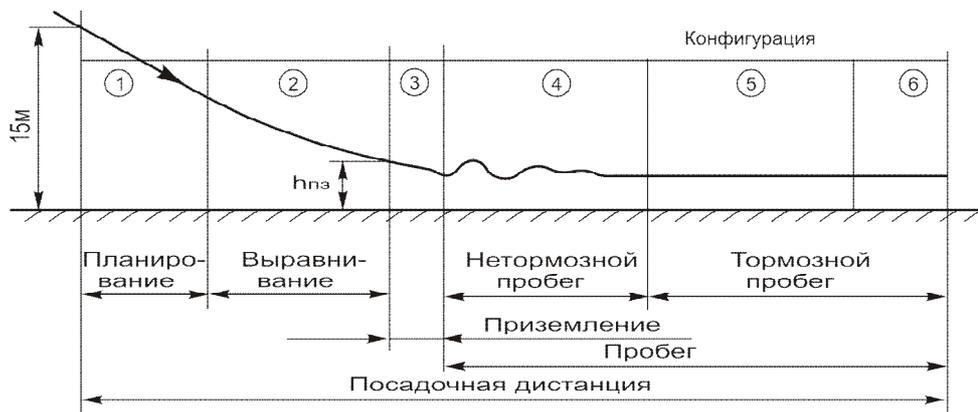


Рис. 2. Профилеграмма этапов посадки

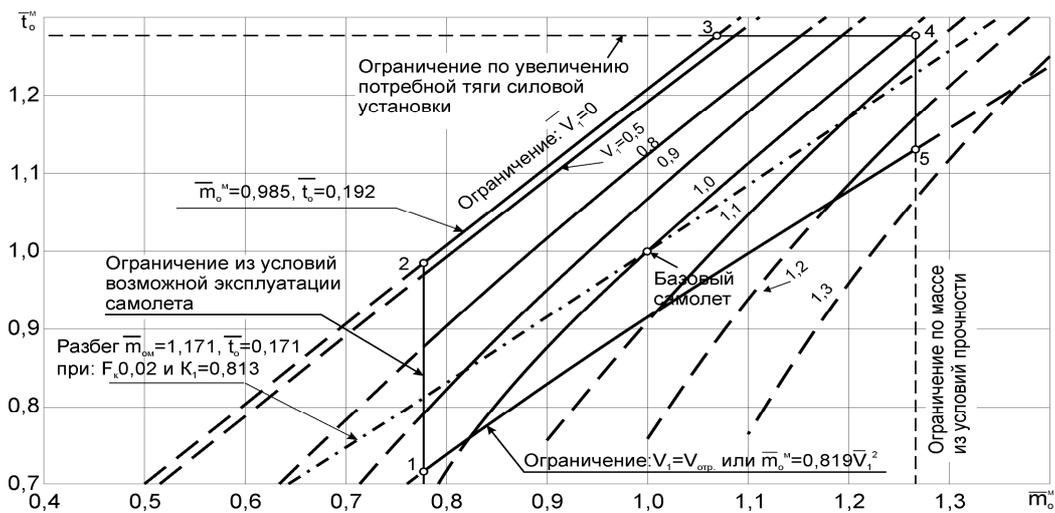


Рис. 3. Зависимость $\bar{t}_0^M = f(\bar{m}_0^M, \bar{V}_0^M)$ при прогнозировании параметров модификаций по условию $\bar{L}_{прерв} = 1,0$

В тех случаях, когда простым использованием данных, приведенных на рис. 3, решить задачу обеспечения концептуального уровня (5) невозможно, следует воспользоваться выражением (8) в той части, когда и числитель и знаменатель этого выражения зависят от соотношения C_x/C_y , т.е. величины, обратной его аэродинамическому качеству.

Решение задачи снижения C_y и повышения C_x без изменения основных параметров крыла возможно только путем использования щелевых интерцепторов в выдвижных закрылках (ЩИЗ). Их использование [5] существенно снижает аэродинамическое качество на участках 4 и 5 посадочной дистанции, что и обеспечивает выполнение равенства (4).

Неотъемлемым условием решения поставленной проблемы $(ВПХ)^M = (ВПХ)^B$ является выражение (7), которое регламентирует величину скорости парашютирования при непосредственном приземлении самолета V_y .

Как показано в работе [5], величина V_y существенно зависит от коэффициента неуравновешенности посадочного веса G на участке 4 (см. рис. 2) подъемной силой Y_a :

$$\beta = \frac{Y_a}{G} < 1,0 \text{ или } \bar{\beta} = 1 - \frac{Y_a}{m_{\text{пос}}g}, \quad (9)$$

где $m_{\text{пос}}$ - посадочная масса модификации.

В этой работе приведена зависимость V_y от коэффициента $\bar{\beta}$:

$$V_y = f(\bar{\beta}). \quad (10)$$

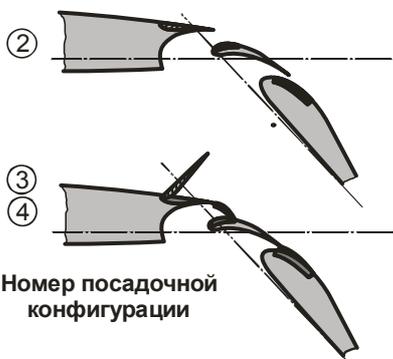
Поскольку величина $\bar{\beta}$ зависит не только от параметров модификации, но и от техники пилотирования, то концептуальное условие по V_y имеет вид:

$$V_y^M (\text{ДЭК}) \leq V_y^B, \quad (11)$$

где ДЭК - дополнительная энергетическая камера в амортизационной системе стоек шасси.

Реализация приведенных выше концептуальных положений по обеспечению ВПХ модифицированных самолетов с увеличенными взлетной массой и удельной нагрузкой на крыло на уровне базового самолета осуществлена на примере регионального самолета Ан-140 (табл. 1).

Использование в модификациях самолета Ан-140 с увеличенными взлетной массой ($m_0 = 24 \text{ т}$) и удельной нагрузкой на крыло ($p = 432 \text{ кг/м}^2$) дополнительных энергетических камер (ДЭК) и щелевых интерцепторов в закрылках (ЩИЗ) позволяет:



Конфигурация профиля	$C_{y \text{ max}}$
②	3,18
③	2,23
④	1,56

Рис. 4. Влияние щелевых интерцепторов (ЩИЗ) в выдвижных закрылках на величину $C_{y \text{ max}}$ (экспериментальные данные)

Таблица 1

Влияние использования ЩИЗ и ДЭК на ВПХ модификаций самолета Ан-140

Модификации	Максимальная масса m_0 , т	V_{min} , км/ч	Модификации шасси	Взлетно-посадочные дистанции, м			Возможные аэродромы базирования
				L_p	$L_{\text{пр}}$	$L_{\text{прерв}}$	
Ан-140 (2008 г.)	21,0	176	Без ДЭК	752	584	1470	3-й класс
			Наличие ДЭК	510	484	1120	4-й класс
Ан-140 (2020 г.)	24,0	188	Без ДЭК	910	693	2000	2-й класс
			Наличие ДЭК	640	557	1440	3-й класс

- уменьшить длину пробега модификаций самолета на 136 м и потребную длину ВПП модификаций самолета Ан-140 ($m_0 = 24$ т), сохранить на уровне его базового варианта ($m_0 = 21$ т) и таким образом обеспечить базирование модифицированных вариантов самолета Ан-140 на аэродромах 3-го класса;

- существенно улучшить взлетно-посадочные характеристики базового варианта Ан-140 ($m_0 = 21$ т), т.е. потребную длину ВПП этого самолета снизить до 1150 м и тем самым обеспечить его возможную эксплуатацию с аэродромов 4-го класса.

Анализ показывает, что реализация концептуальных положений (3) – (7) приводит к необходимости разработки метода определения основных параметров модификаций при их проектировании и использования локальных конструктивов ЩИЗ и ДЭК при решении главной задачи обеспечения ВПХ модификаций на уровне базового самолета.

Таким путем при решении проблемы ВПХ модификаций рекомендуется изменять аэродинамическое качество в посадочной конфигурации введением в выдвижных закрылках щелевых интерцепторов на участке парашютирования и нетормозного пробега (4 и 5) в целях резкого снижения C_y и повышения C_x на этих участках посадочной дистанции. Использование ЩИЗ приведет также к существенному изменению коэффициента $\bar{\beta}$, т.е. к неуравновешенности массы модификации подъемной силой ее крыла, что обеспечит необходимую величину V_y , близкую к V_y базового самолета.

Предлагается также без изменения основных параметров стоек шасси в их амортизационные системы ввести дополнительные энергетические камеры (ДЭК), способные погасить энергию обжатых пневматиков колес в первый момент приземления и тем самым существенно сократить (или полностью устранить) участок нетормозного пробега, а при разбеге раньше вывести крыло модификации на взлетный угол атаки.

Таким образом предложенные в данной статье концептуальные положения являются научной основой для создания дополнительных локальных средств механизации крыла (ЩИЗ) и амортизационных систем шасси с ДЭК, что позволит решить изначальную задачу удержания взлетно-посадочных характеристик модифицированных самолетов с увеличенной взлетно-посадочной массой на уровне их базового варианта.

Выводы

1. Поскольку взлетно-посадочные массы и удельная нагрузка на крыло у модификаций неизбежно возрастают это приводит к возникновению научно-практической проблемы обеспечения их взлетно-посадочных характеристик.

2. Взлетно-посадочные массы модификаций и их тяговооруженность необходимо определять по детерминированным значениям взлетно-посадочных характеристик: длине разбега, длине пробега, дистанции прерванного взлета, скорости принятия решения при прерванном взлете и нормируемой величине скорости парашютирования в момент приземления.

3. Взлетно-посадочные энергетические возможности крыла и шасси следует улучшать путем использования дополнительных локальных конструктивов, не изменяющих параметров этих агрегатов в крайсерском режиме:

- целевых интерцепторов в закрылках крыла в момент приземления модификации и на этапе ее пробега;

- дополнительных энергетических камер в стойках шасси, изменяющих энергетику самолета при посадке и на разбеге.

Литература

1. Шейнин, В. М. Роль модификаций в развитии авиационной техники [Текст] / В. М. Шейнин, В. М. Макаров. – М. : Машиностроение, 1983. – 226 с.

2. Principles of designing of airplanes with gas turbine engines [Text] / P. V. Balabuyev, S. A. Bichkov, A. G. Grebenikov [at all]. – Study Guide. – Kharkov: National Aerospace University "Kharkov Aviation Institute", 2013. – 731 p.

3. Бабенко, Ю. В. Экономические причины разработки самолетных модификаций [Текст] / Ю. В. Бабенко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 19. – X., 2004. – С. 142-145.

4. Капитанова, Л. В. Анализ изменения основных параметров самолетных модификаций с фиксированной длиной их пробега при посадке [Текст] // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (46). – X., 2006. – С. 53-59.

5. Капитанова, Л. В. Методика оценки эффективности механизации крыла при разборке модификации самолета [Текст] // Вісті Академії інженерних наук України. – 2006. – № 3 (30). – С. 105-109.

References

1. Sheinin, V. M. Makarov, V. M. *Rol' modifikatsiy v razvitiy aviatsionnoy tekhniki* [Role of modifications in aviation vehicles development]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1983. 226 p.
2. Balabuyev, P. V., Bichkov, S. A., Grebenikov, A. G., Zjeldochenko, V. N., Kobilyanskiy, A. A., Myalitsa, A. K., Ryabkov, V. I., Tseplyaeva, T. P. *Principles of designing of airplanes with gas turbine engines*. Kharkov, National Aerospace University "Kharkov Aviation Institute" Publ., 2013. 731 p.
3. Babenko, Y. V. *Ekonomicheskiye prichiny razrabotki samolyotnykh modifikatsiy* [Economical reasons of aircraft modifications development]. *Otkrytiye informatsionnyye i komp'yuternyye integrirovannyye tekhnologii* [Open information and computer integrated technologies]. Kharkiv, 2004, vol. 19, pp. 142-145.
4. Kapitanova, L. V. *Analiz izmeneniya osnovnykh parametrov samoletnykh modifikatsiy s fiksirovannoy dlinoi ih probega pri posadke* [Analysis of change of main parameters of aircraft modifications with fixed landing run length]. *Sbornik nauchnykh trudov NAU "KhAI" "Voprosy proektirovaniya I proizvodstva konstruksiy letatel'nykh apparatov"* [Proc. of the NAU "KhAI" "Problems of designing and manufacturing of aircraft structures"], 2006, vol. 3 (46), pp. 53-59.
5. Kapitanova, L. V. *Metodika otsenki effektivnosti mekhanizatsii kryla pri razborke modifikatsii samoleta* [Technique of evaluation of wing high lifting devices effectiveness in the process of aircraft modifications study]. *Visti Akademii inzhenernykh nauk Ukrainy*, Kyiv, 2006, no. 3 (30), pp. 105-109.

Поступила в редакцию 17.05.2016, рассмотрена на редколлегии 15.06.2016

Рецензент: д-р техн. наук, профессор В. И. Рябков, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", Харьков.

КОНЦЕПТУАЛЬНІ ПОЛОЖЕННЯ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЗЛІТНО-ПОСАДКОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДИФІКАЦІЙ ЛІТАКІВ ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ

Л. В. Капітанова

Сформульовано концептуальні положення забезпечення злітно-посадкових характеристик модифікацій на рівні базового літака. Їх необхідність пояснюється тим, що модифікації є більшими від базового літака за масою й питомим навантаженням на крило, що й призводить до погіршення їхніх злітно-посадкових характеристик. У запропонованих концептуальних положеннях, передбачено вибір основних параметрів модифікацій за умовами рівності довжин розбігу, пробігу й дистанції перерваного зльоту модифікації й базового літака. Крім того, запропоновано нові конструктиви: щелеві інтерцептори в закрилках крила й додаткові енергетичні камери в амортизаційних системах стійок шасі, як додаткові концептуальні положення.

Ключові слова: модифікації літаків, злітно-посадкові характеристики, концептуальні умови забезпечення злітно-посадкових характеристик літака

CONCEPTUAL REGULATIONS TO PROVIDE TAKEOFF AND LANDING PERFORMANCE OF TRANSPORT CATEGORY AIRPLANE MODIFICATIONS

L. V. Kapitanova

Conceptual regulations to provide modification's takeoff and landing performance on the level of the base airplane are stated. They are caused by the fact, that modifications are heavier than the base airplane by mass and wing specific loading, that results in worsening of their takeoff and landing performance. Proposed conceptual regulations include selection of modification main parameters by equality condition of takeoff and landing runs, and aborted takeoff distance for the modification and the base airplane. In addition, the new structures are proposed as additional means for the conceptual statements implementation: slotted spoilers in wing flaps and additional energy chambers in landing gear shock-absorbing system.

Key words: airplane modifications, takeoff and landing performance, conceptual conditions to provide takeoff and landing performance.

Капітанова Людмила Валерьевна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри проектування самолетів и вертолетів Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского „ХАИ“, Харьков, Украина, e-mail: zzzmila888@gmail.com.

Kapitanova Liudmila Valeriyvna – Candidate of Technical Science, Assistant Professor of Dept. for Designing of Airplanes and Helicopters National Aerospace University named after N. Ye. Zhukovsky "KhAI", Kharkov, Ukraine, e-mail: zzzmila888@gmail.com.