

УДК 629.735.33 .016

Л. В. КАПИТАНОВА, В. И. РЯБКОВ

*Национальный аэрокосмический университет имени Н. Е. Жуковского  
«Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина*

## МЕТОД И СРЕДСТВА УДЕРЖАНИЯ НАЗЕМНЫХ ВЗЛЁТНЫХ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ МОДИФИКАЦИЙ САМОЛЁТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ НА УРОВНЕ ИХ БАЗОВОГО ВАРИАНТА

*Проблема улучшения взлётно-посадочных характеристик более тяжёлых модификаций самолётов транспортной категории получила дальнейшее развитие по условию равенства наземных перемещений более тяжёлых модификаций и их базового варианта путём создания метода формирования характеристики “взлётная масса – тяговооружённость” и использования принципиально новых локальных конструктивов: дополнительных целевых интерцепторов в выдвижных закрылках и дополнительных энергетических камер в амортизационных системах шасси. Разработка такого метода и использование дополнительных целевых интерцепторов и энергетических камер в амортизационных системах способна обеспечить базирование более тяжёлых модификаций на аэродромах, заявленных для базового самолёта.*

**Ключевые слова:** модификации самолётов, взлётно-посадочные характеристики, дополнительные энергетические камеры, целевые интерцепторы в выдвижных закрылках, взлётная дистанция самолёта, посадочная дистанция самолёта

### Введение

Взлётные и посадочные дистанции самолёта, как известно, состоят из воздушных и наземных участков перемещений и скоростей.

Для воздушных участков, когда самолёт находится под воздействием аэродинамических сил, гравитации и тяги двигателей, разработаны убедительные зависимости для оценки их перемещений [1].

При наземных же этапах взлёта и посадки на условия перемещений существенное влияние оказывают и условия взаимодействия опор шасси со взлётно-посадочной полосой, что существенно изменяет значения перемещений и скоростей на этих этапах.

Наиболее критическими являются наземные участки, которые характеризуются длинами разбега  $\bar{L}_p$  и пробега  $\bar{L}_{пр}$ , дистанцией прерванного взлёта  $\bar{L}_{прерв}$  и потребной длиной взлётно-посадочной полосы  $L_{ВПП}$ .

В весьма жёстких ограничениях находятся и скоростные параметры, такие, как вертикальная скорость в момент приземления  $V_y$ , скорость принятия решения  $V_1$  в условиях прерванного взлёта и другие скорости  $V_i$ .

С точки зрения обеспечения безопасности полётов проблема обеспечения этих параметров, была и остаётся наиболее острой. Она ещё более обостряется при разработке самолётов с увеличенной производительностью, ради чего и создаются модификации.

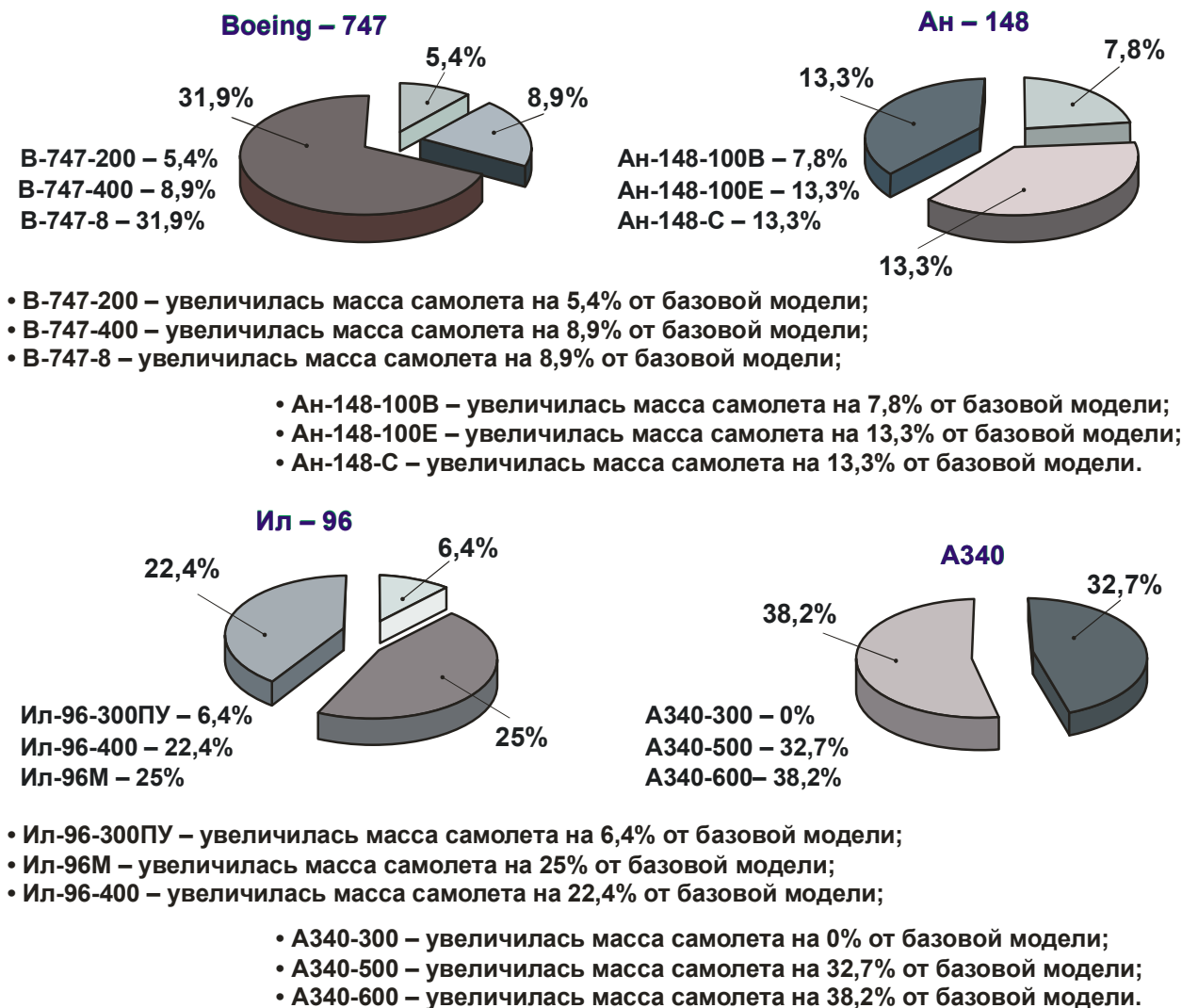
В практике отечественного самолётостроения модификации создаются с сохранением крыла базового самолёта (Ан-24, Ан-26, Ан-30, Ан-32) путём изменения параметров силовой установки, фюзеляжа и параметров других агрегатов.

Кроме того, существенно изменяются величина коммерческой нагрузки и дальность её перевозки.

Такой подход приводит к тому, что взлётная масса таких самолётов возрастает на 15...20 % (рис. 1) [2], адекватно увеличивается удельная нагрузка на крыло, снижается тяговооружённость модификации, и все это существенно ухудшает её взлётно-посадочные характеристики (ВПХ).

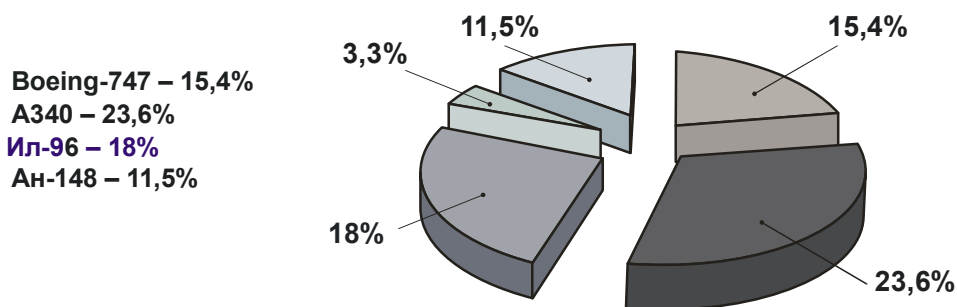
Рост взлётно-посадочных масс модификаций неизбежно ведёт к увеличению длины взлётно-посадочной полосы.

Обобщённая зависимость потребной длины взлётно-посадочной полосы (ВПП) для модифицированных самолётов с увеличенной взлётной массой и удельной нагрузкой на крыло, показана на рис. 2.



### ОБЩИЙ АНАЛИЗ МОДИФИКАЦИОННЫХ РАЗЛИЧИЙ ПО ИЗМЕНЕНИЮ МАССЫ САМОЛЕТОВ

УВЕЛИЧЕНИЕ МАССЫ САМОЛЕТОВ МОДИФИКАЦИЙ  
ОТ БАЗОВЫХ МОДЕЛЕЙ: Boeing-747, A340, ИЛ-96, Ан-148



- В-747 – увеличилась масса самолета на  $\approx 15,4\%$  от базовой модели;
- А340 – увеличилась масса самолета на  $\approx 23,6\%$  от базовой модели;
- Ил-96 – увеличилась масса самолета на  $\approx 18\%$  от базовой модели;
- Ан-148 – увеличилась масса самолета на  $\approx 11,5\%$  от базовой модели.

Рис. 1. Изменение взлётных масс модификаций ряда самолётов транспортной категории

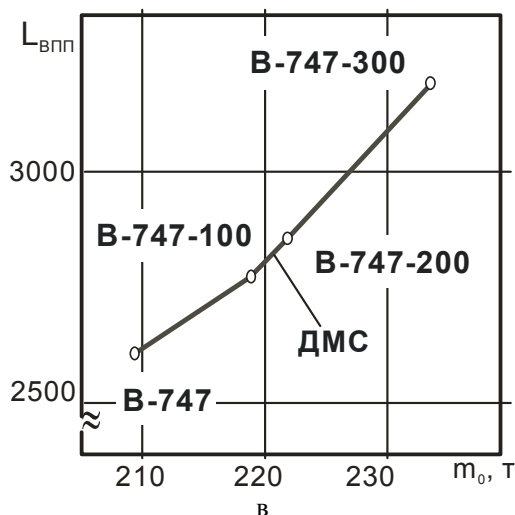
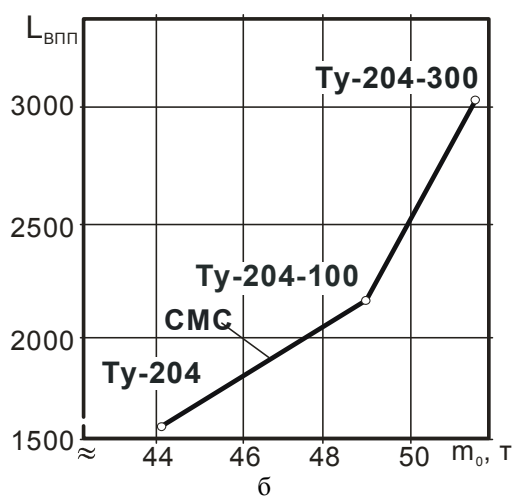
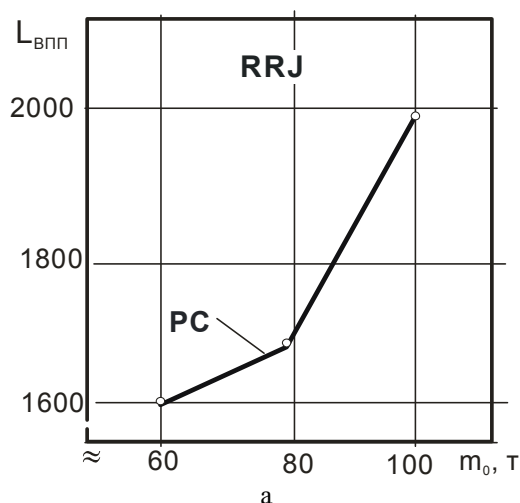


Рис. 2. Длина взлётно-посадочных полос региональных (а) средне- (б) и дальнемагистральных (в) самолётов

Увеличение потребной длины модификаций по сравнению с базовым самолётом достигает 1000...1500 м, что и является одной из причин

крайне негативных последствий в виде авиационных происшествий и даже катастроф [3].

### Цель работы

Создание метода и разработка средств удержания взлётно-посадочных перемещений более тяжёлых модификаций самолётов транспортной категории на уровне их базового самолёта.

### Пути решения проблемы

Суть метода изложена в авторской работе [4] и заключается в том, что основные параметры модификаций, такие, как взлётная масса, тяговооружённость, удельная нагрузка на крыло и т. п., выбираются из условия, что основные ВПХ модификаций, такие, как длина разбега, длина пробега, скорость принятия решений, длина дистанции прерванного взлёта и потребная длина взлётно-посадочной полосы должны быть примерно одинаковыми с аналогичными параметрами базового варианта:

$$\begin{cases} m_{кн}^M(m_0^M) = f(L^M(m_T)), \\ \bar{L}_p^M = 1,0; \bar{L}_{пр}^M = 1,0; \bar{V}_1^M = 1,0; \bar{L}_{прерв}^M = 1,0; \bar{L}_{ВПП}^M = 1,0, \end{cases} \quad (1)$$

где  $m_{кн}$  – коммерческая нагрузка;

$m_0$  – стартовая масса;

$m_T$  – масса топлива;

$L$  – дальность перевозки.

Так, решение системы (1) при  $L_p^M = L_p^{\bar{0}}$ , т. е. при  $\bar{L}_p^M = 1,0$ , приводит к соотношению, определяющему область существования модификации в координатах “стартовая масса – тяговооружённость”:

$$m_0 = \frac{\frac{k_1}{f_k + C_{xp} / 3C_{yотр}} t_0^{\bar{0}} t_0^M - 1}{\frac{k_1}{f_k + C_{yp} / 3C_{yотр}} t_0^{\bar{0}} - 1}, \quad (3)$$

где  $k_1, f_k$  – некоторые коэффициенты;

$t_0^{\bar{0}}, t_0^M$  – тяговооружённости базового варианта и модификации,

$C_x, C_y, C_{yотр}$  – аэродинамические коэффициенты.

Таким образом, зависимость (3) связывает основные параметры в процессе проектирования модификации самолёта.

Это выражение является исходной позицией метода формирования основных характеристик модификации – стартовой массы  $\bar{m}_1$  и стартовой

тяговооружённости  $t_i^{-1}$ , которые должны быть реализованы на самых начальных этапах выбора параметров модификации при необходимом росте её производительности ( $\Delta m_{KH}^M \cdot \Delta L^i$ ).

Для реализации соотношения (3) по условиям (2) в авторских работах [5–8] предложено использовать принципиально новые локальные конструктивы в крыле – дополнительные интерцепторы в щелях выдвигаемых закрылков (ЩИЗ), а в амортизационных стойках шасси – дополнительные энергетические камеры (ДЭК).

Схема их использования изображена на рис. 3.

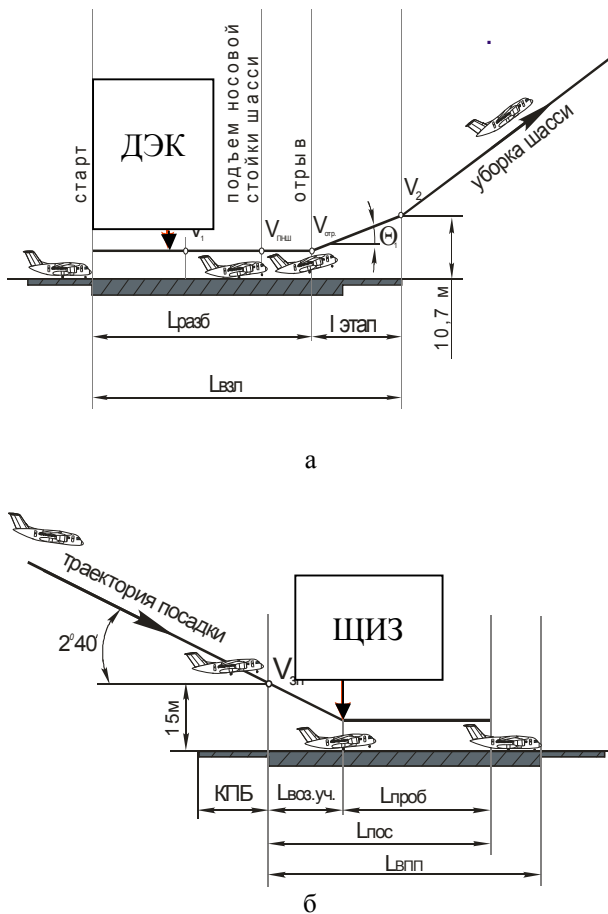


Рис. 3. Схема использования ДЭК и ШИЗ в наземных режимах перемещения самолёта при разбеге (а) и пробеге (б)

Особенность этих локальных конструктивов заключается в том, что их устройство не должно изменять геометрию и весовые характеристики агрегатов, в которых они применяются, т. е. крыла и шасси.

Отличается и правило их использования. До-

полнительные энергетические камеры в амортизационных системах стоек шасси должны использоваться на этапе разбега, вплоть до величины скорости отрыва, а при посадке – в момент касания колёсами стоек шасси и на этапах нетормозного и тормозного пробегов.

Дополнительные интерцепторы в щелях выдвигаемых закрылков должны срабатывать в момент приземления и на этапах нетормозного и тормозного пробегов.

Такие ограничения обусловлены необходимостью сокращения перемещений самолёта при его разбеге и пробеге по ВПП.

Благодаря такому подходу новые предложения можно объединить в единый пакет (рис. 4) концептуальных положений и проектно-конструкторских решений при выполнении условия  $(ВПХ)^M = (ВПХ)^B$ , реализация которого обеспечит базирование более тяжёлых модификаций на аэродромах, заявленных для базового самолёта.

Из пакета, представленного на рис. 4, следует, что на основе частных показателей ( $\bar{L}_p = 1,0$ ;  $\bar{L}_{пр} = 1,0$  и  $\bar{L}_{прерв} = 1,0$ ) необходимо разработать модели типа (3) определения основных параметров, таких, как взлётная масса и тяговооружённость модификаций на этапе их проектирования по детерминированным значениям перемещений  $\bar{L}_p$ ,  $\bar{L}_{пр}$  и  $\bar{L}_{прерв}$  для региональных (РС) средне- (СМС) и дальнемагистральных (ДМС) самолётов.

Для тех случаев, когда для модификаций с пониженной тяговооружённостью предложенным методом обеспечить требуемые значения  $\bar{L}_i = 1,0$  невозможно в “Пакете” предусмотрено использование локальных конструктивов: энергетических камер (ДЭК) в амортизационных системах стоек шасси, а в выдвигаемых закрылках крыла – дополнительные щелевые интерцепторы (ЩИЗ).

Предназначение этих локальных конструктивов состоит в том, чтобы на этапе разбега придать модификации дополнительную энергию на кабрирование самолёта, а в момент приземления – погасить часть энергии и тем самым способствовать уменьшению длины разбега и пробега до значений  $\bar{L}_p = 1,0$ ;  $\bar{L}_{пр} = 1,0$ .

Пакетное использование условия (2), а также применение ШИЗ и ДЭК позволяет в полной мере реализовать исходные требования  $\bar{L}_i^M = \bar{L}_i^B$  и  $\bar{V}_i^M = \bar{V}_i^B$ .

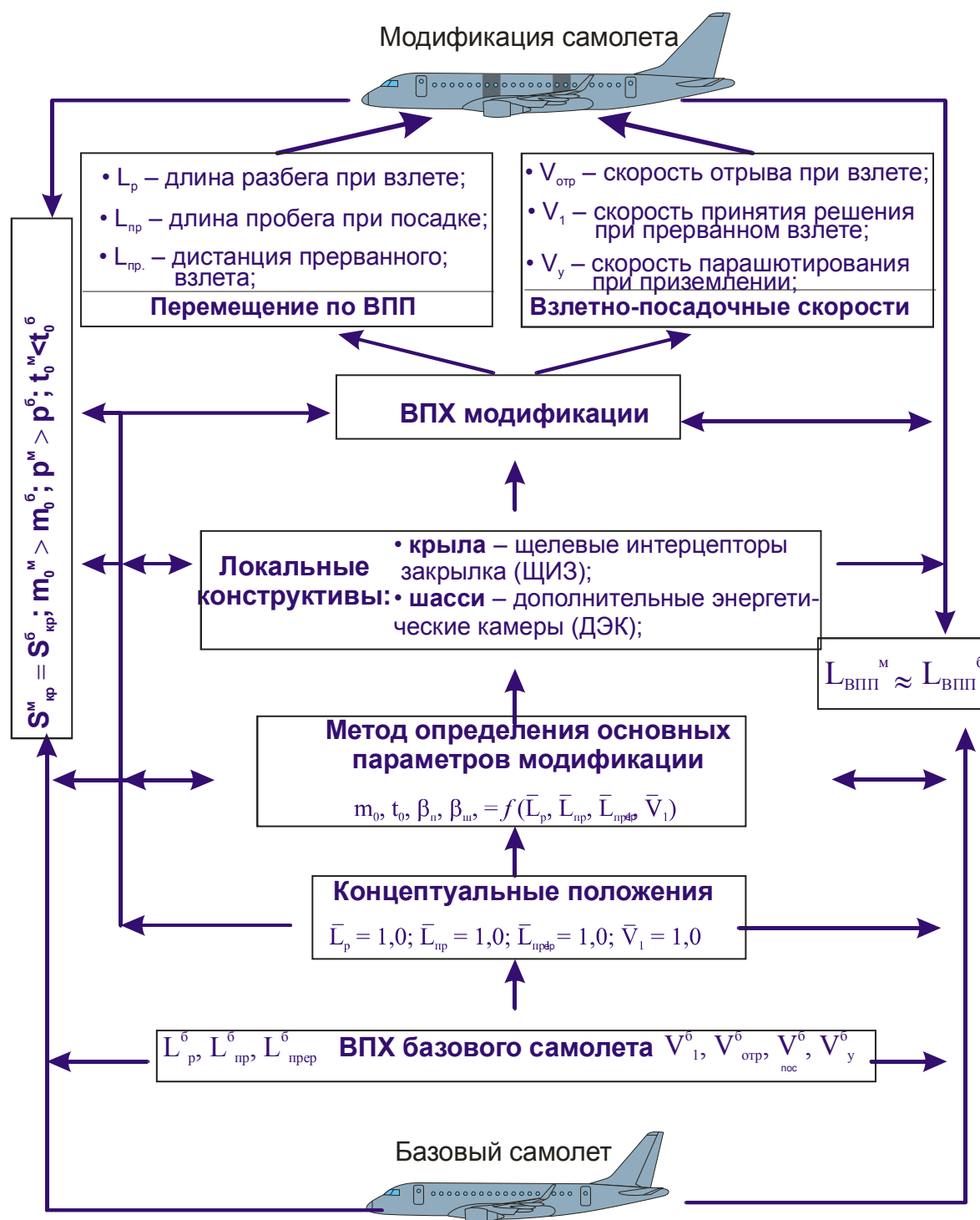


Рис. 4. Пакет интеграции информационных ресурсов при обеспечении условия  $(ВПХ)^M = (ВПХ)^6$

Таким образом, путём разработки нового метода определения взлётной массы и тяговооружённости модификации при её проектировании, а также использования новых локальных конструктивов крыла и шасси, обеспечивается решение проблем удержания ВПХ модификаций на уровне их базового самолёта.

Реализация таких моделей осуществлена на примере базового самолёта Ан-140 со взлётной массой  $m_0 = 21$  т и модификации с увеличенной массой на 3 т.

Сравнение базового варианта и его модификации с увеличенной взлётной массой на 3 т, представлено на рис. 5 и в табл. 1

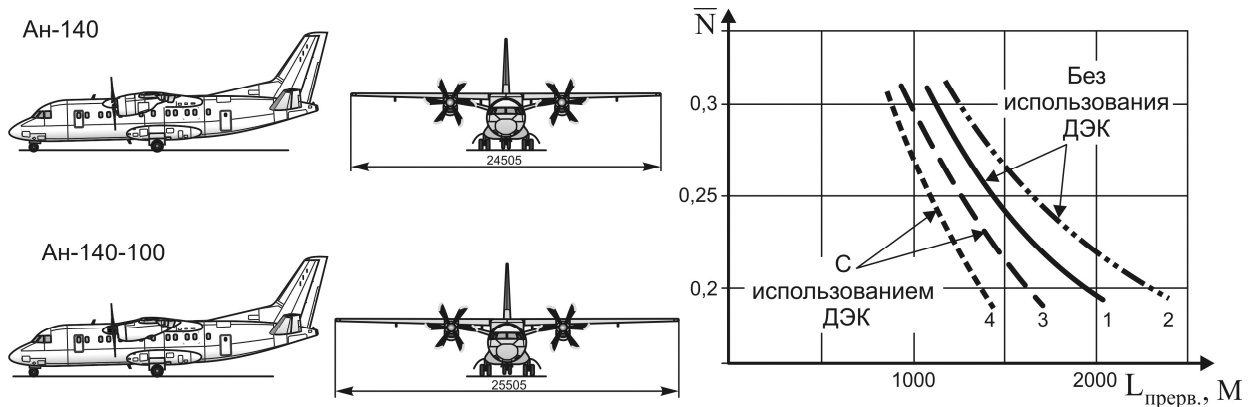


Рис. 5. Влияние использования ДЭК на длину прерванного взлёта:

- 1 – базовый самолёт Ан-140 ( $m_0 = 21\text{ т}$ ) без использования ДЭК в шасси; 2 – модификация самолёта Ан-140-200 с максимальной массой ( $m_0 = 24\text{ т}$ ) без использования ДЭК в шасси;  
 3 – модифицированный самолёт Ан-140 ( $m_0 = 24\text{ т}$ ) с использованием в шасси ДЭК;  
 4 – базовый самолёт Ан-140 ( $m_0 = 21\text{ т}$ ) с использованием в шасси ДЭК

Таблица 1

Аэродромы базирования модификаций самолётов Ан-140

Модификации	Максимальная масса $m_0$ , т	$V_{\min}$ , км/ч	Модификации шасси	Взлётно-посадочные дистанции, м			Возможные аэродромы базирования
				$L_p$	$L_{пр}$	$L_{прерв}$	
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

## Выводы

Из приведенного выше следует, что выполнение концептуальных положений, предложенных в данной работе, и использование ДЭК в амортизационных системах модификации самолёта Ан-140 с увеличенной взлётной массой  $m_0 = 24\text{ т}$  и удельной нагрузкой на крыло  $p = 432\text{ кг/м}^2$  позволяет:

– уменьшить длину пробега модификаций самолёта на 136 м, сохранить требуемую длину ВПП модификаций Ан-140 ( $m_0 = 24\text{ т}$ ) сохранить на уровне его базового варианта ( $m_0 = 21\text{ т}$ ) и, таким образом, обеспечить базирование более тяжёлых модификаций самолёта Ан-140 на аэродромах 3-го класса;

– существенно улучшить взлётно-посадочные характеристики базового варианта Ан-140 ( $m_0 = 21\text{ т}$ ), т. е. уменьшить требуемую длину ВПП этого самолёта до 1150 м и тем самым обеспечить его возможную эксплуатацию с аэродромов 4-го класса.

## Литература

1. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолётов [Текст] / пер. с англ. Е. П. Голубкова. – М. : Машиностроение, 1983. – 648 с.
2. Кривов, Г. А. Мировая авиация на рубеже XX–XXI столетий [Текст] / Г. А. Кривов, А. А. Матвеевко, А. А. Щербан. – К. : Техніка, 2001. – 148 с.
3. Шейнин, В. М. Роль модификаций в развитии авиационной техники. [Текст] / В. М. Шейнин, В. М. Макаров. – М. : Наука, 1982. – 226 с.
4. Капитанова, Л. В. Основные условия сохранения базовых взлётно-посадочных характеристик при разработке модификаций самолётов [Текст] / 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.
5. Капитанова, Л. В. Анализ изменения основных параметров самолетных модификаций с фиксированной длиной их пробега при посадке самолётов [Текст] / Л. В. Капитанова // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2006. – Вып. 3 (46). – С. 53–59.



6. Капитанова, Л. В. Влияние основных параметров на скорость принятия решения при взлете модификаций самолета [Текст] / Л. В. Капитанова // *Вісник двигунобудування*. – 2013. – № 2. – С. 50–56.

7. Капитанова, Л. В. Щелевые интерцепторы и их эффективность на пробеге самолета [Текст] / Л. В. Капитанова, Н. Н. Мельник, Ю. Ф. Усик // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*. – Харьков, 2006. – Вып. 1 (44). – С. 79–86.

8. Капитанова, Л. В. Исследование возможности использования дополнительных энергетических камер в качестве гасителя энергии при создании самолетных модификаций [Текст] / Л. В. Капитанова // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 8 (44). – С. 60–66.

9. Региональный пассажирский самолет Ан-140 : крат. техн. описание [Текст]. – Киев : Антонов, 1997. – 102 с.

the basic takeoff and landing characteristics in the development of aircraft modifications]. *Voprosy proektirovaniya i proizvodstva konstrukcij letatel'nyh apparatov : sb. nauch. tr. / Nats. azerokosm. un-t im. N. E. Zhukovskogo «KhAI»*, 2007, no. 4 (51), pp. 18–25.

5. Kapitanova, L. V. Analiz izmenenija osnovnyh parametrov samoletnyh modifikacij s fiksirovannoju dlinoju ih probega pri posadke [Analysis of changes in the basic parameters of aircraft modifications with a fixed landing run length]. *Voprosy proektirovaniya i proizvodstva konstrukcij letatel'nyh apparatov : sb. nauch. tr. / Nats. azerokosm. un-t im. N. E. Zhukovskogo «KhAI»*, 2006, no. 3 (46), pp. 53–59.

6. 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]. *Visnyk dvygunobuduvannja*, 2013, no. 2, pp. 50–56.

7. Kapitanova, L. V., Mel'nik, N. N., Usik, Y. F. Shhelevye interceptory i ih effektivnost' na probege samoleta [Slotted spoilers and their effectiveness at aircraft landing run]. *Voprosy proektirovaniya i proizvodstva konstrukcij letatel'nyh apparatov : sb. nauch. tr. / Nac. azerokosm. un-t im. N. E. Zhukovskogo «KhAI»*, 2006, no. 1 (44), pp. 79–86.

8. Kapitanova, L. V. Issledovanie vozmozhnosti ispol'zovaniya dopolnitel'nyh energeticheskikh kamer v kachestve gasitelja energii pri sozdanii samoletnyh modifikacij [The study of possibility to use additional energetic chambers as energy absorbers in development of aircraft modifications]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia - Aerospace technic and technology*, 2007, no. 8 (44), pp. 60–66.

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

## References

1. Torenvik, E. *Proektirovanie dozvukovyh samoletov* [Synthesis of subsonic airplane design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1983. 648 p.

2. Krivov, G. A., Matveenko, A. A., Shherban, A. A. *Mirovaja aviacija na rubezhe XX-XXI stoletij* [World aviation at the turn of the 20th-21st centuries].– Kiev, Tehnika Publ., 2001. 48 p.

3. Shejnin, V. M., Makarov, V. M. *Rol' modifikacij v razvittii aviacionnoj tehniki* [The role of modifications in the aircraft development]. Moscow, Nauka Publ., 1982. 226 p.

4. Kapitanova, L. V. *Osnovnye uslovija sohraneniya bazovyh vzletno-posadochnyh harakteristik pri razrabotke modifikacij samoletov* [Main conditions for maintaining

*Postupila v redakciju 17.05.2018, rassmotrena na redkollegii 27.07.2018*

## МЕТОД І ЗАСОБИ УТРИМАННЯ НАЗЕМНИХ ЗЛІТНО-ПОСАДКОВИХ ПЕРЕМІЩЕНЬ МОДИФІКАЦІЙ ЛІТАКІВ ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ НА РІВНІ ЇХ БАЗОВОГО ВАРІАНТА

*Л. В. Капітанова, В. І. Рябков*

Проблема покращання злітно-посадкових характеристик більш важких модифікацій літаків транспортної категорії набула подальшого розвитку щодо умови рівності наземних переміщень більш важких модифікацій та їх базового варіанта шляхом створення методу формування характеристик «злітна маса – тягооснащеність» і використання принципово нових локальних конструктивів: додаткових щілинних інтерцепторів у висувних закрилках і додаткових енергетичних камер в амортизаційних системах шасі. Розробка такого методу і використання додаткових щілинних інтерцепторів та енергетичних камер в амортизаційних системах дає можливість забезпечити базування більш важких модифікацій на аеродромах, які заявлені для базового літака.

**Ключові слова:** модифікації літаків, злітно-посадкові характеристики, додаткові енергетичні камери, щілинні інтерцептори в висувних закрилках, злітна дистанція літака, посадкова дистанція літака.

**METHOD AND MEANS TO MAINTAIN GROUND TAKEOFF DISPLACEMENTS OF TRANSPORT CATEGORY AIRCRAFT MODIFICATIONS AT BASE VARIANT LEVEL**

*L. V. Kapitanova, V. I. Ryabkov*

The problem of improving the takeoff and landing runway characteristics of heavier modifications of the transport category aircraft was further developed on the condition of equality of ground displacements of heavier modifications and their base variant by creating a method of formation of the "take-off mass - thrust-to-weight ratio" characteristics and using the fundamentally new local structures of additional slotted spoilers in extendable flaps and additional energetic chambers in landing gear shock absorber systems. The development of such a method and the use of additional slotted spoilers and energetic chambers in the shock absorber systems can provide for the basing of heavier modifications at the aerodromes assigned for the base aircraft.

The problem of providing takeoff and landing characteristics (TLC) of more productive modifications of the transport category aircrafts is due to objective circumstances of ensuring their operation at the aerodromes assigned to the base aircraft on the basis of which the modifications are developed. The increase in productivity inevitably leads to an increase in the takeoff and landing mass and to an increase in the ground movements of modifications, i.e. the increase in the take-off and run distance, the distance of the rejected take-off and the required length of the runway. This increase significantly reduces flight safety.

In the article the method of selection of basic parameters of modifications according to TLC deterministic values is proposed. The idea of the method lies in the fact that the main parameters of the modifications, such as take-off weight, thrust-to-weight ratio, specific load on the wing, etc., are selected from the condition that the main TLC of the modifications (takeoff run length, landing run, decision-making speed, distance length of rejected take-off and the required length of the runway) should be approximately the same with the similar parameters of the base version.

By implementing this method, the areas for the existence of modifications of regional, mid-range and long-haul aircrafts within the coordinates "take-off mass-thrust-to-weight ratio" with a set of constraints, arising from changes in modifications, are determined. In addition, to implement such a method, it is proposed to use fundamentally new structures: additional slotted spoilers in extendable flaps and additional energetic chambers in the landing gear shock absorber systems. The development of such a method and the use of additional slotted spoilers and energetic chambers in the shock absorber systems can provide for the basing of heavier modifications at the aerodromes assigned for the base aircraft.

The implementation of the conceptual provisions proposed in this paper and the use of AEC in the shock absorber systems for the modification of the An-140 aircraft and with an increased take-off weight ( $m_0 = 3$  t) of specific wing load of  $p = 432$  kg / m<sup>2</sup> allows:

- to reduce the landing run of the aircraft modification by 136 m;
- to keep the required runway length of An-140 modifications ( $m_0 = 24$  t) at the level of its basic version ( $m_0 = 24$  t) and, thus, to provide for the basing of heavier modifications of the An-140 aircraft on the airfields of the class 3;
- to significantly improve the takeoff and landing characteristics of the basic version of An-140 ( $m_0 = 21$  t), i.e. to reduce the required length of the runway of this aircraft to 1150 m and thereby ensure its possible operation on the airfields of the class 4.

**Keywords:** airplane modifications, takeoff and landing performance, additional energetic chambers, slotted spoilers in extendable flaps, takeoff distance, landing distance.

**Капитанова Людмила Валерьевна** – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры проектирования самолётов и вертолётов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: zzzmila888@gmail.com.

**Рябков Виктор Иванович** – д-р техн. наук, проф., профессор кафедры проектирования самолётов и вертолётов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: 2506lulu@gmail.com.

**Kapitanova Liudmyla Valeriyvna** – Candidate of Technical Science, Assistant Professor, Assistant Professor of Dept. for Designing of Airplanes and Helicopters, National Aerospace University «Kharkov Aviation Institute», Kharkov, Ukraine, e-mail: zzzmila888@gmail.com.

**Ryabkov Victor Ivanovich** – Doctor of Technical Sciences, Professor of Dept. for Designing of Airplanes and Helicopters, National Aerospace University «Kharkov Aviation Institute», Kharkov, Ukraine, e-mail: 2506lulu@gmail.com.