

ОСОБЕННОСТИ ОЦЕНКИ ТОПЛИВНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ МОДИФИКАЦИЙ САМОЛЕТОВ С МНОГОДВИГАТЕЛЬНЫМИ СИЛОВЫМИ УСТАНОВКАМИ

ГП «Антонов»

При создании модификаций самолетов транспортной категории в структуре их параметров на передний план выступает топливная эффективность.

Этот показатель является весьма важным, поскольку от величины расходуемого топлива на единицу работы в значительной мере зависят эксплуатационные расходы.

Рассмотрена задача определения особенностей оценки топливной эффективности модификаций самолетов транспортной категории с многодвигательными силовыми установками. Отмечено, что многодвигательные силовые установки, применяемые в основном на средних и тяжелых самолетах, способствуют решению ряда проблемных вопросов:

- расширению возможности эксплуатации в условиях жаркого климата и высокогорья;
- повышению безопасности эксплуатации в условиях отказа одного или двух двигателей при ухудшении условий взлета/посадки, состояния ВПП, в условиях обледенения и при других нештатных ситуациях, требующих увеличенной тяговооруженности;
- расширению сети используемых аэродромов за счет уменьшения участков продолженного или прерванного взлёта;
- отсутствию необходимости использования на создаваемой модификации более мощных двигателей, отечественных или зарубежных, не имеющих форсированных (чрезвычайных) режимов работы.

Однако использование в таких силовых установках двигателей с форсированными режимами работы приводит к ухудшению топливной эффективности до 20 процентов.

Для этапа предварительного проектирования модификаций предложена модель формирования параметра топливной эффективности при одновременной реализации замены маршевых двигателей и изменений в геометрии крыла, что позволяет снизить затраты топлива на рейс, и тем самым скомпенсировать его потери при использовании чрезвычайных режимов.

Такой подход реализован при создании оперативно-тактического военно-транспортного самолета Ан-188, в котором замена четырёх ТВД на четыре ТРД согласована с необходимыми изменениями в геометрии крыла, что позволило этому воздушному транспортному судну обеспечить в режиме горизонтального полёта с максимальной грузоподъемностью расход топлива на единицу полезной работы 154 г/т·км, т. е. ниже, чем у конкурентов-аналогов.

Ключевые слова: самолёты транспортной категории, ТВД, ТРД, модификации, многодвигательные силовые установки, топливная эффективность.

Введение

В структуре согласования геометрической перекомпоновки крыла и параметров силовой установки в качестве критерия оптимальности принятых решений часто используют показатель топливной эффективности модификации.

В классическом представлении [1] его оценивают на основании зависимости, показанной ниже:

$$q_m = \frac{m_m}{m_z \cdot L}, \quad (1)$$

где q_m – показатель топливной эффективности модификации, г/т·км;

m_m – масса топлива;

m_z – масса перевозимого груза;

L – дальность перевозки.

При создании модификаций самолетов транспортной категории изменяются все три составляющие.

Этот показатель является одним из важнейших, определяющих технико-экономическую эффективность самолетов такого типа (рис. 1).

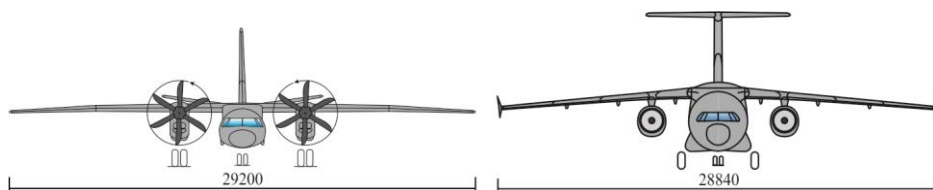


Рис. 1. Самолеты транспортной категории с силовой установкой, состоящей из двух двигателей

Ю. Г. Андриенко, ведущий специалист ГП «Антонов» по оценке эффективности самолетов, предложил удельный расход топлива на тонно-километр оценивать с учетом основных этапов профиля полета без учета наземного маневрирования:

$$\begin{aligned} q_m &= \frac{m_{взл} + m_{эв} + m_{нв} + m_{сн} + m_{нос} + m_{кр}}{10^{-6} m_{к.н} \cdot L_{вл}} = \\ &= \frac{m_{\Delta t} + m_{кр}}{10^{-6} m_{к.н} \cdot L_{вл}} = \frac{m_{\Delta t} + q_{кр}(t_p - \Delta t)}{10^{-6} m_{к.н} \cdot L_{вл}}, \end{aligned} \quad (2)$$

где $m_{взл}$ – масса топлива, расходуемого на взлете, т;

$m_{эв}$ – масса топлива, расходуемого на маневрирование в районе аэропорта вылета и посадки, т;

$m_{нв}$ – масса топлива, расходуемого при наборе высоты, т;

$m_{сн}$ – масса топлива, расходуемого при снижении, т;

$m_{нос}$ – масса топлива, расходуемого при посадке, т;

$m_{кр}$ – масса топлива, расходуемого в крейсерском полете, т;

$q_{кр}$ – часовой расход топлива в крейсерском полете, т/ч;

$m_{\Delta t}$ – масса топлива, расходуемого на некрейсерских этапах полета, т;

$L_{вл}$ – протяженность воздушной линии, км.

На этапе предварительного проектирования при отсутствии информации по этапам профиля полета самолета «Методика...» предполагает использование для расчета удельного расхода q_m непосредственно

среднечасовой расход топлива:

$$q_m = \frac{m_{\text{ср.ч}} \cdot t_p}{10^{-6} m_z \cdot L_{\text{вл}}}. \quad (3)$$

Протяженность воздушной линии соответствует практической дальности, т. е. и массе топлива, расходуемого на полет, но при этом не учитываются аэронавигационный запас (АНЗ) и невыработанный остаток топлива.

По зависимостям типа (1, 2) оценивают топливную эффективность в поверочных расчетах, когда уже известны основные параметры модификации при двухдвигательной силовой установке (рис. 1).

Моделирование топливной эффективности на этапе предварительного проектирования модификаций с учетом числа двигателей в силовой установке

При создании более производительных модификаций самолетов транспортной категории желательно уже на этапе предварительного проектирования заложить такие решения, которые обеспечивали бы топливную эффективность на уровне конкурентов-аналогов и даже выше [2].

Кроме того, приведенные во вступлении выражения наиболее адекватны для легких транспортных самолетов с двумя маршевыми двигателями (рис. 1). Для самолетов же средне- и дальне-магистральных наиболее распространена компоновка силовой установки с количеством двигателей более двух (рис. 2).

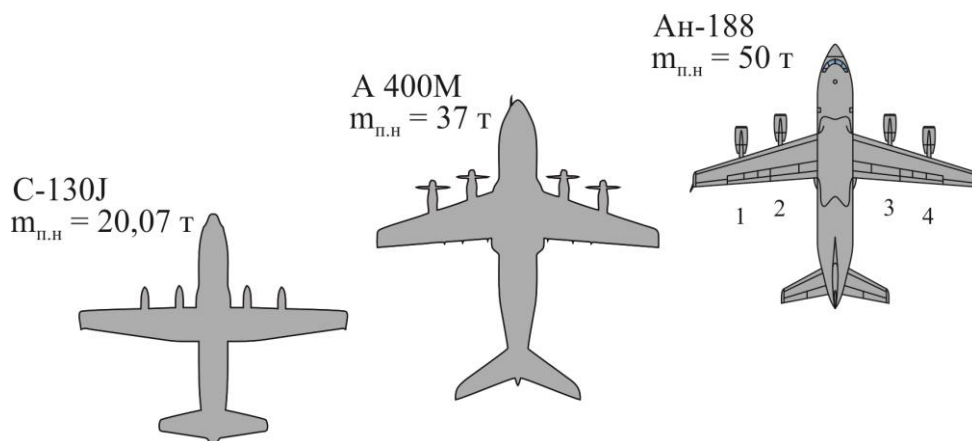


Рис. 2. Компоновка самолетов с четырьмя маршевыми двигателями

В отличие от самолетов с двумя двигателями, использование форсированных (чрезвычайных) режимов работы многодвигательной силовой установки ($n_{\text{дв}} = 3, 4$ или 6 маршевых двигателей) даёт дополнительные возможности по обеспечению требуемых транспортных показателей [3]:

- сохранение используемой сети аэродромов, увеличение взлетной массы с сохранением или увеличением устойчивости и управляемости;
- расширение сети используемых аэродромов за счет уменьшения участков продолженного или прерванного взлета;
- отсутствие необходимости использования на создаваемой модификации более мощных двигателей, отечественных или зарубежных, не имеющих форсированных (чрезвычайных) режимов работы;

- расширение возможности эксплуатации в условиях жаркого климата и высокогорья;
- повышение безопасности эксплуатации в условиях отказа одного или двух двигателей при ухудшении условий взлета/посадки или полета, состояния ВПП, в условиях обледенения и при других нештатных ситуациях, требующих увеличенной тяговооруженности;
- экономия значительных материальных ресурсов, повышение коммерческой эффективности.

Наличие таких особенностей у самолетов с многодвигательными силовыми установками требует более тщательного подхода к оценке их топливной эффективности, в особенности, на стадии предварительного проектирования их модификаций [4].

Для этапа предварительного проектирования введем понятие «удельной» топливной эффективности

$$\bar{q}_m = \frac{\bar{m}_m}{m_2 \cdot \bar{L}}, \quad (4)$$

где \bar{m}_m – удельная величина расходуемого топлива;

$\bar{m}_2 \cdot \bar{L}$ – удельная рейсовая производительность.

При этом удельная величина расходуемого топлива оценивается выражением

$$\bar{m}_m = \left(1 - e^{-C_p L / KV} \right), \quad (5)$$

а удельная дальность равна

$$\bar{L} = L / KV = \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_m}. \quad (6)$$

Удельное «нормирование» \bar{q}_m , \bar{m}_m и \bar{L} позволяет представить характеристику «груз – дальность» в удельных показателях, что отражает взаимосвязь этих параметров уже на этапе предварительного проектирования (рис. 3).

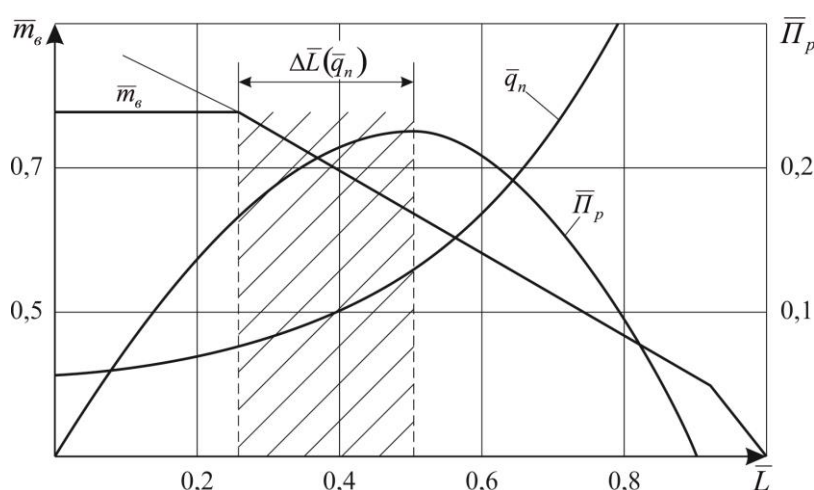


Рис. 3. Влияние удельной рейсовой производительности $\bar{\Pi}_p$ и удельной дальности действия \bar{L} на показатель удельной топливной эффективности \bar{q}_m

Анализируя данные, приведенные на этом рисунке, можно сделать важные выводы, касающиеся топливной эффективности и путей управления её величиной:

- с ростом относительной дальности \bar{L} растут и затраты топлива на рейс;

- адекватность изменений рейсовой производительности и топливной эффективности наблюдается только при $\bar{L} < 0,5$. При $\bar{L} > 0,5$ производительность постоянно снижается, тогда как удельный показатель расхода топлива на единицу работы возрастает в экспоненциальной форме;

- если принять во внимание удельную величину транспортной эффективности, т. е. характеристику «груз – дальность» ($\bar{m}_2 = f(\bar{L})$), то становится очевидным, что наиболее благоприятными (с точки зрения топливной эффективности) являются относительные дальности $0,3 < \bar{L} < 0,5$. Только в этом диапазоне \bar{L} реализуются приемлемые значения не только топливной эффективности, но и максимальная величина рейсовой производительности, т. е. основных параметров, ради которых и разрабатываются модификации.

С учетом «нормирования» удельных значений основных параметров проанализируем их изменение при отказе двигателей (1, 2, 3 или 4) в многодвигательной силовой установке (рис. 2) для следующих модификаций:

1. Модификации базового самолета, имеющего максимальную взлетную массу $m_{взл\ max} = 392$ т [4]:

- 1.1. Отказ или выключение одного двигателя;

- 1.2. Отказ или выключение двух двигателей.

2. Модификации самолета с $m_{взл\ max} = 420$ т:

- 2.1. Отказ или выключение одного двигателя;

- 2.2. Отказ или выключение двух двигателей.

Самолет, оснащенный маршевыми двигателями с форсированными (чрезвычайными) режимами, при одновременном или последовательном отказе или выключении двух двигателей в любом сочетании на взлете, при включении этих режимов обладает большей безопасностью, однако изменяется его топливная эффективность.

На основе приведенных в табл. 1 данных представляется возможным произвести сравнительную оценку изменения тяг рассматриваемых модификаций.

Расчеты по изменению тяги (в относительных величинах) и часового расхода топлива (кг/ч) в случае отказа или выключения критического двигателя (рис. 2) приведены в табл. 2.

Как следует из данных, приведенных в табл. 2, использование МЧР при отказе или выключении критического двигателя на взлете позволяет не только сохранить необходимую тяговооруженность (t_o), а в отдельных вариантах (4, 6, 7) даже увеличить её (табл. 1), что даёт возможность уйти от понятия прерванного взлета, но это приводит к перерасходу топлива до 20 процентов.

Таблица 1

Изменение основной характеристики силовой установки при различных режимах работы двигателей

Внешние условия	Режим работы двигателя	$P_{взл\ уст},$ $P_{МЧР\ уст},$ кгс	$m_{взл\ max}=392\ \text{т}$			$m_{взл\ max}=420\ \text{т}$		
			$\sum P_{уст},\ \text{кгс/т}_o$					
			4 дв.	3 дв.	2 дв.	4 дв.	3 дв.	2 дв.
Н=0; М=0; $t_{и}=+30^{\circ}\text{C};$ Рн=760 мм рт. ст.	Взлетный	22361	89444 0,228	67083 0,171	44722 0,114	89444 0,213	67083 0,160	44722 0,106
		22707	90828 0,232	68121 0,174	45414 0,116	90828 0,216	68121 0,162	44722 0,108
		3737	94948 0,242	71211 0,182	47474 0,121	94948 0,226	71211 0,170	47474 0,113
	МЧР	26444	МЧР отсутствует	79332 0,202	52888 0,135	МЧР отсутствует	79332 0,189	52888 0,126
		27068		81204 0,207	54136 0,138		81204 0,193	54136 0,129
		28110		84330 0,215	56220 0,143		84330 0,201	56220 0,134
		28630		85890 0,219	57260 0,146		85890 0,205	57260 0,136
		29150		87450 0,223	58300 0,149		87450 0,208	58300 0,139

Таблица 2

Влияние отказа или выключения критического двигателя на изменение величины тяги и часового расхода топлива при использовании МЧР

Вариант	№/№ двигателей с МЧР		«Нормированная» величина суммарной тяги	Расход топлива на час полета, кг/ч	Увеличение часового расхода топлива, %
1	Базовый самолет		3	12280	0
2	$\bar{P}_{1\ мчр} = 1,183$	№ 4	3,366	13483	+7,32
3		№ 3, 4	3,549	13628	+10,98
4		№ 2, 3, 4	3,732	14078	+14,64
5	$\bar{P}_{2\ мчр} = 1,228$	№ 4	3,456	13399	+9,12
6		№ 3, 4	3,684	13960	+13,68
7		№ 2, 3, 4	3,912	14520	+18,24

Возможность обеспечения высокой топливной эффективности модификации с четырьмя турбовентиляторными двигателями реализована при создании модификации Ан-188 на базе самолета Ан-70.

При глубоких модификационных изменениях в геометрии крыла и замене

четырёх ТВД на четыре ТРД обеспечено увеличение не только дальности с максимальной загрузкой, но и существенное снижение расхода топлива на этом режиме полета до 154 г/т·км, что еще раз свидетельствует об эффективности проведения глубоких модификационных изменений также для самолетов с многодвигательной силовой установкой.

Выводы

Отмечено, что многодвигательные силовые установки, применяемые в основном на средних и тяжелых самолетах, способствуют решению ряда проблемных вопросов:

- расширению возможности эксплуатации в условиях жаркого климата и высокогорья;

- повышению безопасности эксплуатации в условиях отказа одного или двух двигателей при ухудшении условий взлета/посадки, состояния ВПП, в условиях обледенения и при других нештатных ситуациях, требующих увеличенной тяговооруженности;

- расширению сети используемых аэродромов за счет уменьшения участков продолженного или прерванного взлета;

- отсутствию необходимости использования на создаваемой модификации более мощных двигателей, отечественных или зарубежных, не имеющих форсированных (чрезвычайных) режимов работы.

Однако использование в таких силовых установках двигателей с форсированными режимами работы приводит к ухудшению топливной эффективности до 20 процентов.

Для этапа предварительного проектирования модификаций предложена модель формирования параметра топливной эффективности при одновременной реализации замены маршевых двигателей и изменений в геометрии крыла, что позволяет снизить затраты топлива на рейс, и тем самым скомпенсировать его потери при использовании чрезвычайных режимов.

Такой подход реализован при создании оперативно-тактического военно-транспортного самолета Ан-188, в котором замена четырёх ТВД на четыре ТРД согласована с необходимыми изменениями в геометрии крыла, что позволило этому ВТС обеспечить в режиме горизонтального полета с максимальной грузоподъемностью расход топлива на единицу полезной работы 154 г/т·км, т. е. ниже, чем у конкурентов-аналогов.

Литература

1. Балабуев, П. В. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями [Текст]: учеб. пособие / П. В. Балабуев, С. А. Бычков, А. Г. Гребеников. – Харьков: ХАИ, 2003. – ч. 2 – 389 с.
2. Егер, С. М. Основы авиационной техники: Учебник / С. М. Егер, А. М. Матвеев, И. А. Шаталов; под ред. И. А. Шаталова – 2-е изд. перераб. и доп. // М.: Изд-во МАИ, 1999. – 576 с.
3. Шейнин, В. М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов / В. М. Шейнин, В. И. Козловский // М.: Машиностроение, 1984. – 552 с.
4. Bombardier forecast 2007 – 2026 [Электронный ресурс] / Режим доступа: www.bombardier.com.

5. Толмачев, В. И. *Методика весового расчета транспортных самолетов: Учеб. пособие по дипломному проектированию и выполнению лабораторных работ по курсу «Проектирование самолетов»* / В. И. Толмачев, С. А. Бычков // Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1983. – 23 с.

6. Ан-188 *Средний военно-транспортный самолет укороченного взлета и посадки [Текст]* ГП «Антонов». – Киев, 2018. – 118 с.

References

1. Balabuev, P. V., Bychkov, S. A., Grebenikov, A. G. *Osnovy obshhego proektirovaniya samoletov s gazoturbinnymi dvigateljami* [Fundamentals of the general design of aircraft with gas turbine engines]. Tutorial: Kharkov, KhAI, 2003, part. 2. 389 p.

2. Eger, S. M., Matveenکو, A. M., Shatalov, I. A. *Osnovy aviacionnoj tehniki: Uchebnik* [Fundamentals of aviation technology: Textbook]. Moscow, MAI, 1999. 576 p.

3. Shejnin, V. M., Kozlovskij, V. I. *Vesovoe proektirovanie i jeffektivnost' passazhirskih samoletov* [Weight design and efficiency of passenger aircraft]. Moscow, Mechanical Engineering, 1984. 552 p.

4. Bombardier forecast 2007 – 2026. www.bombardier.com.

5. Tolmachev, V. I., Bychkov, S. A. *Metodika vesovogo rascheta transportnyh samoletov: Ucheb. posobie po diplomnomu proektirovaniju i vypolneniju laboratornyh rabot po kursu «Proektirovanie samoletov»* [Methodology for the weight calculation of transport aircraft: Textbook manual for graduate design and laboratory work on the course "Design of aircraft"]. Kharkov, KhAI, 2003. 23 p.

6. AN-188 *Srednij voenno-transportnyj samolet ukorochennogo vzleta i posadki* [AN-188 Medium military transport aircraft with short take-off and landing]. Kiev, SE «Antonov», 2018. 118 p.

Поступила в редакцию 10.12.2019, рассмотрена на редколлегии 11.12.2019

ОСОБЛИВОСТІ ОЦІНКИ ПАЛИВНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ МОДИФІКАЦІЙ ЛІТАКІВ З БАГАТОДВИГУНОВИМИ СИЛОВИМИ УСТАНОВКАМИ

При створенні модифікацій літаків транспортної категорії в структурі їх параметрів виступає паливна ефективність.

Цей показник є дуже важливим, оскільки від величини витраченого палива на одиницю роботи в значній мірі залежать експлуатаційні витрати.

Розглянуто завдання особливостей оцінки паливної ефективності модифікацій літаків транспортної категорії з багатодвигуновими силовими установками. Відзначено, що багатодвигунові силові установки, що застосовуються в основному на середніх і тяжких літаках, сприяють вирішенню низки проблемних питань:

– розширенню можливості експлуатації в умовах жаркого клімату і високогір'я;

– підвищенню безпеки експлуатації в умовах відмови одного або двох двигунів при погіршенні умов зльоту/посадки, стану ЗПС, в умовах обмерзання та при інших позаштатних ситуаціях, що потребують збільшеної

тягоозброєності;

- розширенню мережі аеродромів за рахунок зменшення ділянок продовженого або перерваного зльоту;

- відсутності необхідності використання на створюваній модифікації більш потужних двигунів, вітчизняних чи зарубіжних, що не мають форсованих (надзвичайних) режимів роботи.

Однак використання у таких силових установках двигунів з форсованими режимами роботи призводить до погіршення паливної ефективності до 20 відсотків.

Для етапу попереднього проектування модифікацій запропоновано модель формування параметра паливної ефективності при одночасній реалізації заміни маршових двигунів і змін в геометрії крила, що дозволяє знизити витрати палива на рейс, і тим самим компенсувати його втрати при використанні надзвичайних режимів.

Такий підхід реалізовано при створенні оперативно-тактичного військово-транспортного літака Ан-188, у якому заміна 4-х ТВД на 4-е ТРД узгоджена з необхідними змінами в геометрії крила, що дозволило цьому ВТЛ забезпечити в режимі горизонтального польоту з максимальною вантажопідйомністю витрату палива на одиницю корисної роботи 154 г/т·км, тобто нижче, ніж у конкурентів-аналогів.

Ключові слова: літаки транспортної категорії, модифікації, багатодвигунові силові установки, паливна ефективність.

FEATURES OF ASSESSING FUEL EFFICIENCY MODIFICATIONS OF MULTI-MOTION AIRCRAFT POWER INSTALLATIONS

When creating modifications of transport category airplanes, fuel efficiency appears in the structure of their parameters.

This indicator is very important, since operating costs largely depend on the amount of fuel consumed per unit of work.

The problem of evaluating the fuel efficiency of modifications of transport aircraft with multi-engine power plants is considered. It is noted that multi-engine power plants, used mainly on medium and heavy aircraft, contribute to solving a number of problematic issues:

- expanding the ability to operate in hot climates and highlands;
- improving operational safety in the event of failure of one or two engines in case of deterioration of take-off/landing conditions, runway conditions, icing conditions and other emergency situations requiring increased thrust-to-weight ratio;
- expanding the network of airfields used by reducing the sites of continued or interrupted take-off;
- the absence of the need to use on the created modification more powerful engines, domestic or foreign, which do not have forced (emergency) operating modes.

- However, the use of forced-mode engines in such power plants leads to a deterioration in fuel efficiency of up to 20 percent.

For the preliminary design stage of modifications, a model is proposed for the formation of a fuel efficiency parameter while simultaneously replacing the main

engines and changes in the wing geometry, which allows reducing fuel consumption for the flight, and thereby compensating for its losses when using emergency modes.

This approach was implemented in the process of development of the An-188 operational tactical military transport aircraft, in which the replacement of 4 theater with 4 turbojet engines was coordinated with the necessary changes in the wing geometry, which allowed the military-technical complex to ensure fuel consumption in horizontal flight mode with maximum payload 154 g/t·km per unit of useful work, i.e., lower than that of competitors-analogues.

Key words: aircraft of the transport category, modifications, multi-engine power plants, fuel efficiency.

Сведения об авторе

Лось Александр Васильевич – кандидат технических наук, вице-президент Государственного предприятия «Антонов», Киев, Украина, e-mail: systems.an@ukr.net, ORCID: 0000-000-3848-6734

About the Author

Los Alexander Vasilyevich – Candidate of Technical Sciences, Vice President of the ANTONOV State Enterprise, Kiev, Ukraine, e-mail: systems.an@ukr.net, ORCID: 0000-000-3848-6734