

А. В. ЛОСЬ

Государственное предприятие «Антонов», Киев, Украина

ВЗАИМОВЛИЯНИЕ ИЗМЕНЕНИЙ В СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ И В ГЕОМЕТРИИ КРЫЛА У ЛЕГКИХ ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ

Анализ основных направлений развития военно-транспортных самолетов (ВТС) показал, что применительно к легким ВТС выявлена тенденция увеличения их грузоподъемности в узком коридоре дальностей действия. Требуемое увеличение грузоподъемности неизбежно влечет за собой увеличение стартовых масс модификаций, что приводит к ухудшению взлетно-посадочных характеристик, выступает серьезным ограничением, в особенности для легких ВТС, по условиям их базирования. Решение таких проблемных задач может быть осуществлено путем глубоких модификационных изменений в системе несущих поверхностей модификации, да и в её силовой установке, научные основы согласования которых базируются на трех принципах: непрерывного роста производительности модификаций; геометрической перекомпоновке крыла с учетом его коэффициента эллиптичности; согласования параметров силовой установки с увеличенной грузоподъемностью модификации и с измененной геометрией её крыла. Разработка таких моделей осуществлена на основе использования уравнения весового баланса с учетом того, что составляющие стартовой массы не являются статистически детерминированными, а есть функции целевых параметров, таких как величина грузоподъемности, дальность действия, скоростные характеристики, параметры маршевых двигателей и т. п. С учетом ограничений на взлетную массу, на грузоподъемность, на длину разбега и т. п. получены модели оценки характеристик «груз – дальность» легких ВТС, а также на величину разбега при одном отказавшем двигателе. Оценка работоспособности полученных моделей апробирована на модификациях отечественных самолетов Ан-26, Ан-32 и Ан-32Б путем оценки их характеристики «груз – дальность» при замене их маршевых двигателей с увеличенной мощностью. Анализ этих зависимостей показал, что процесс согласования параметров крыла и изменений в силовой установке приводит (при одинаковости внешних контуров) к существенному росту грузоподъемности, а значит, и рейсовой производительности. Анализ сравнительной оценки параметров базового варианта Ан-26 с его модификациями Ан-32 и Ан-32Б также выявил, что модели согласования, полученные в работе, позволяют уже на этапе предварительного проектирования более производительных модификаций сформировать их основные параметры, соответствующие требованиям заказчика.

Ключевые слова: легкий военно-транспортный самолет; модификации, модели согласования изменений в крыле и в силовой установке.

Введение

В Государственном предприятии «Антонов» создан комплекс военно-транспортных самолетов различных категорий: легких (Ан-26, Ан-32), средних (Ан-12, Ан-70) и тяжелых (Ан-22, Ан-124). Все они доказали свою конкурентоспособность на рынках самолетов и, в особенности, на рынках перевозок грузов гражданского и военного назначения.

Естественно, что они и являются базой для разработки модификаций, часть из которых уже реализована в производстве и в эксплуатации, другая часть находится ещё на стадии проектирования.

Анализ основных направлений развития военно-транспортных самолетов (ВТС) показал [1 – 3], что за последние годы наблюдается существенный рост их рейсовой и часовой производительности путем разработки модификаций с существенными

изменениями в крыле и в силовой установке. При этом увеличение рейсовой производительности ($m \cdot L_p$) осуществлялось, в основном, путем увеличения грузоподъемности (m_T). Дальность же действия (L_p) легких ВТС сохраняется примерно в одном и том же коридоре.

Требуемое увеличение грузоподъемности, в свою очередь, неизбежно влечет за собой увеличение стартовых масс модификаций, что приводит к ухудшению взлетно-посадочных характеристик, выступает серьезным ограничением, в особенности для легких ВТС, по условиям их базирования.

Проблема повышения топливной эффективности легких ВТС решается путем повышения аэродинамического качества крыла и согласования таких изменений с характеристиками последних модификаций PW100.

Решение таких проблемных задач может быть

осуществлено путем глубоких модификационных изменений в системе несущих поверхностей модификации и в её силовой установке, научные основы согласования которых базируются на трех принципах [4]:

- непрерывного роста производительности модификаций;
- геометрической перекомпоновке крыла с учетом его коэффициента эллиптичности;
- согласования параметров силовой установки с увеличенной грузоподъемностью модификации и с измененной геометрией её крыла.

С учетом специфики легких, средних и тяжелых ВТС, реализация этих принципов требует разработки отдельных моделей, учитывающих специфику ВТС различного назначения.

Согласование основных параметров модификаций легких ВТС на этапе предварительного проектирования

Формирование основных параметров модификаций легких ВТС с увеличенной m_T на этапе предварительного проектирования отличается тем, что необходимо создать модели, позволяющие согласовать несколько групп измененных параметров: стартовой массы, величины рейсовой производительности, тяговооруженности и геометрической перекомпоновки несущих поверхностей в едином облике модификации (рис. 1).

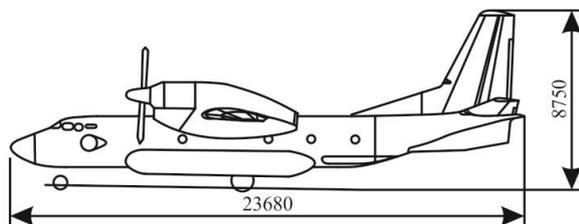


Рис. 1. Общий вид легкого ВТС Ан-32

Прежде всего воспользуемся видоизмененной моделью определения стартовой массы при необходимом увеличении m_T :

$$m_0 = \psi \frac{m_T + m_{об}(m_T, L)}{1 - [\bar{m}_K(m_0) + \bar{m}_{с.у}(m_0) + \bar{m}_T(m_0)]}, \quad (1)$$

где $m_{об}(m_T, L)$ – масса оборудования и снаряжения самолета, зависящая от модифицируемых параметров грузоподъемности (m_T) и дальности полета (L);

$\bar{m}_K(m_0)$, $\bar{m}_{с.у}(m_0)$, $\bar{m}_T(m_0)$ – относительные массы конструкции планера, силовой установки и

топлива, зависящие от стартовой массы модификации;

ψ – коэффициент, зависящий от числа двигателей.

Входящую в выражение (1) величину \bar{m}_K представим в виде зависимости

$$\bar{m}_K = A - B \frac{m_0}{S}, \quad (2)$$

где $A = 0,416$, $B = 2,533 \cdot 10^{-4}$ – коэффициенты, полученные путем предварительного поагрегатного расчета масс конструкции легкого транспортного самолета.

Относительная масса силовой установки может быть оценена выражением [5]:

$$\bar{m}_{с.у} = C \frac{P_{oi}}{m_0} + D, \quad (3)$$

где $C = 0,37313$, $D = 0,0185$.

Относительную массу топлива представим в виде суммы относительных масс:

$$\bar{m}_T = \bar{m}_{Т.крейс} + \bar{m}_{Т.н.в.} + \bar{m}_{Т.сн.п} + \bar{m}_{Т.н.з.} + \bar{m}_{Т.проч.}, \quad (4)$$

где $\bar{m}_{Т.крейс}$ – относительная масса топлива, расходуемого в крейсерском полете;

$\bar{m}_{Т.н.в.}$ – относительная масса топлива, расходуемого при взлете и наборе высоты;

$\bar{m}_{Т.сн.п}$ – относительная масса топлива, расходуемого при снижении и посадке;

$\bar{m}_{Т.н.з.}$ – относительная масса топлива для навигационного запаса;

$\bar{m}_{Т.проч.}$ – невырабатываемый остаток топлива.

Величины относительных масс топлива, входящих в выражение (4), по данным работы [5] могут быть оценены соотношениями:

$$\bar{m}_{Т.н.в.} = \frac{0,0035H_{нач}(1 - 0,03y)}{1 - 0,004H_{нач}};$$

$$\bar{m}_{Т.сн.п} = 0,002H_{кон}(1 - 0,03y)(1 - 0,023H_{кон}),$$

где y – степень двухконтурности двигателя;

$$\bar{m}_{Т.н.з.} = \frac{C_p \cdot \tau \cdot P}{m_0} = \frac{C_p \cdot \tau \cdot m_0}{m_0 K_{max}},$$

здесь $\tau = 1$ час – время расчета навигационного запаса топлива.

В исходное выражение (1) входит также масса оборудования $m_{об.сн}$ снаряженного самолета, величину которой согласно [5] в первом приближении можно оценить по выражению

$$m_{об} = m_r(5 \cdot 10^{-5}L + 0,66), \text{ кг.} \quad (5)$$

Длину разбега следует оценивать с учетом участков до отказа одного двигателя и в продолженном взлете:

$$L_p = \frac{V_{отр}^2}{2g \left[\frac{P_{ср}}{m_0 g} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{отр} + 2f} \right) \right]}, \quad (6)$$

где $V_{отр}$ – скорость отрыва при взлете, м/с;
 g – ускорение свободного падения, м/с²;
 $P_{ср}$ – средняя тяга двигателей при изменении скорости от 0 до $V_{отр}$, Н;
 m_0 – взлетная масса самолета, полученная в расчетах;
 $K_{отр}$ – аэродинамическое качество при отрыве;
 f – коэффициент трения колес о ВПП при разбеге.

Скорость отрыва вычислялась при постоянном $C_{y отр}$.

Средняя тяга $P_{ср}$ определяется следующим образом:

$$P_{ср} = \frac{P_{oi} + P_{V_{отр}}}{2} \cdot n_{дв} = P_{oi} + P_{V_{отр}}, \quad (7)$$

где $n_{дв} = 2$ – число двигателей;
 P_{oi} – стартовая тяга двигателя;
 $P_{V_{отр}}$ – тяга двигателя на скорости отрыва, определяемая эмпирическим выражением [5]:

$$P_{V_{отр}} = \xi_{V_{отр}} \cdot P_{oi} = \left[1 - (0,86 + 0,031 \cdot y)M + 0,6M^2 \right] \cdot P_{oi}.$$

Длина сбалансированной ВПП определялась как сумма:

$$L_{ВПП} = L_{р до отк} + L_{р после отк} + L_{р 3 сек} + L_{возд}, \quad (8)$$

где $L_{р до отк}$ – длина разбега до отказа одного двигателя;

$L_{р после отк}$ – длина пробега продолженного взлета.

Если к выражениям (1) и (8) добавить условие Бреге [5]

$$L = \frac{KV}{C_{уд}} \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_r} = \frac{KV}{C_{уд}} \ln \frac{1}{\bar{m}_k + \bar{m}_{с.у} + \bar{m}_{п.н}}, \quad (9)$$

которое связывает между собой параметры планера самолета ($\bar{m}_i(m_0), K, V$) с параметрами двигателя $C_{уд}$, то получим систему уравнений для оценки взаимозависимости грузоподъемности и дальности действия от стартовой массы, позволяющую сформировать одну из основных характеристик – зависимость «груз – дальность» с учетом ограничений, обозначенных в нормах летной годности для легких транспортных самолетов.

Поскольку у рассматриваемых модификаций Ан-26, Ан-32 и Ан-32Б крыло одинаковое и в полной мере оптимизировано, модификационные изменения осуществлены в силовой установке путем замены двигателей с увеличенной мощностью от 2х2820 л. с. до 2х5180 л. с., что позволило сформировать основную характеристику в параметрах $m_r(L)$ (рис. 2).

Как видно, при неизменной площади крыла ($S \approx 75 \text{ м}^2$) у всех модификаций существенно возросли производительность по параметрам «груз – дальность» и дальность действия с максимальной величиной m_r , а у модификации Ан-32Б и грузоподъемность при одинаковой перегоночной дальности.

Важно также установить влияние моделей согласования (1) – (9) не только на взаимозависимость $m_r(L)$, но и на другие параметры модификаций.

В табл. 1 приведен ряд основных параметров, которые более полно характеризуют модификацию на этапе её сертификации.

Как видно, параметры сертифицированных модификаций достаточно близко согласуются с данными, приведенными на рис. 2, которые в свою очередь получены на основе предложенных моделей согласования.

Это дает основание для использования этих моделей и при разработке новых более производительных модификаций в случае замены маршевых двигателей типа АИ на ТВД типа PW-100 с увеличенным ресурсом и меньшим удельным расходом топлива.

Поскольку ТВД типа PW100 имеют несколько реализованных модификаций, то приведенные модели согласования позволят оптимизировать подбор двигателя с его дроссельной характеристикой, обеспечивая повышение топливной эффективности новой модификации [7].

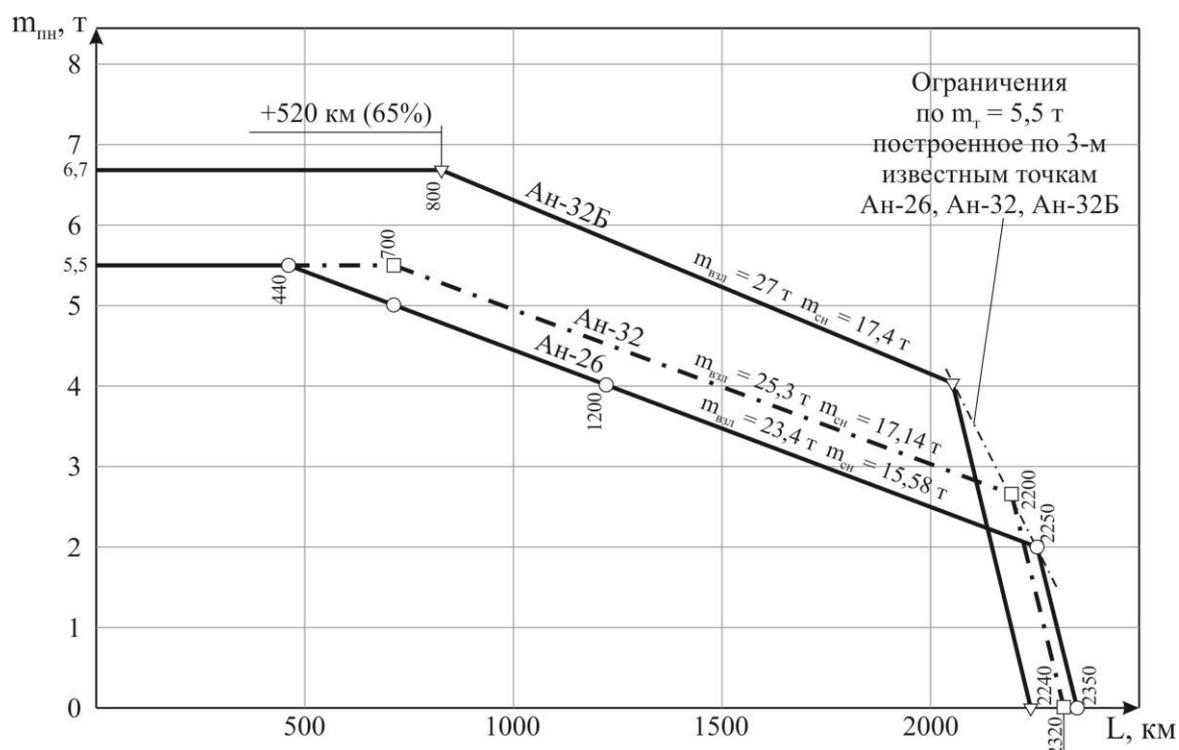


Рис. 2. Характеристики «груз – дальность» и ограничения по грузоподъемности и взлетной массе у легких военно-транспортных самолетов Ан-26, Ан-32 и Ан-32Б

Таблица 1

Параметры Ан-26, Ан-32 и Ан-32Б на этапе их сертификации

№ п/п	Параметры	Самолеты		
		Ан-26	Ан-32	Ан-32Б
1	Двигатели: тип, $N_{взл}/N_{чр}$, э. л. с	АИ-24РВ 2 820x2	АИ-20М 4 250x2	АИ-20Д, 5 ^{ой} сер. 5 180x2
2	ВВ, тип, $d_{вв}$, м x кол. лоп.	АВ-72, 3,9x4	АВ-68ДМ, 4,7x4	
3	Экипаж, чел	4		3
4	$m_{взл}$, т $H = 0$ и $CA + 15^\circ$	23,4	25,3	27
5	Дальность, км	$m_r = 6,7$, т		800
		$m_r = 5,5$, т	440	700
		$m_r = 4,0$, т	1 200	1 450
		Перегоночная при $m_r = 0$	2 350	2 320
6	$N_{крейс}$, э.л.с	1 650	2 750	
7	$M_{крейс}$, $N_{крейс}$, $V_{крейс}$, max	0,38/6000/433	532 км/ч	0,48, 8 000 м
8	$L_{впп}$ для взлета, м	1 970	1 990	1 890
9	Взлетная тяга, $P_{вв}$, кгс $H = 0$, $t_{ч}$, °C по пункту № 1	2 890 при $V = 0$	4 350 при $V = 0$	4 820 при $V = 0$
10	Среднечасовой расход топлива, кг/ч	1087	900	840

Выводы

Разработаны модели взаимовлияния изменений в силовой установке и в геометрии крыла при проектировании модификаций легких военно-

транспортных самолетов, обеспечивающих реализацию трех основных принципов:

– непрерывного роста производительности модификаций;

– геометрической перекомпоновке крыла с учетом его коэффициента эллиптичности;

– согласования параметров силовой установки с увеличенной грузоподъемностью модификации и с измененной геометрией её крыла

Разработка таких моделей осуществлена на основе использования уравнения весового баланса с учетом того, что составляющие стартовой массы не являются статистически детерминированными, а есть функции целевых параметров, таких как величина грузоподъемности, дальность действия, скоростные характеристики, параметры маршевых двигателей и т. п.

С учетом ограничений на взлетную массу, на грузоподъемность, на длину разбега и т. п. получены модели оценки характеристик «груз – дальность» легких ВТС, а также на величину разбега при одном отказавшем двигателе.

Оценка работоспособности полученных моделей апробирована на модификациях отечественных самолетов Ан-26, Ан-32 и Ан-32Б путем оценки их характеристик «груз – дальность» при замене их маршевых двигателей с увеличенной мощностью. Анализ этих зависимостей показал, что процесс согласования параметров крыла и изменений в силовой установке приводит (при одинаковости внешних контуров) к существенному росту грузоподъемности, а значит, и рейсовой производительности.

Анализ сравнительной оценки параметров базового варианта Ан-26 с его модификациями Ан-32 и Ан-32Б также выявил, что модели согласования, полученные в работе, позволяют уже на этапе предварительного проектирования более производительных модификаций сформировать их основные параметры, соответствующие требованиям заказчика.

Литература

1. Кривов, Г. А. *Мировая авиация на рубеже XX - XXI столетий. Промышленность, рынки* [Текст] / Г. А. Кривов, В. А. Матвиенко, Л. Ф. Афанасьева. – К. : КВЦ, 2003. – 295 с.
2. Казаков, В. П. *Базові задачі процесів трансформації українського авіабудування* [Текст] / В. П. Казаков, Г. О. Кривов // *Технологические системы*. – 2002. – Вып. 4 (15). – С. 5-10.

3. *Embraer annouzen markel onylook* [Электронный ресурс]. – *Regional Airline World*. – December 2006. – Режим доступа: <http://www.embraer.com/>. – 12.02.2020.

4. Лось, А. В. *Экономическая необходимость создания модификаций отечественных военнотранспортных самолетов* [Текст] / А. В. Лось // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2019. – № 7 (159). – С. 6-11.

5. Торенбик, Э. *Проектирование дозвуковых самолетов* [Текст] : пер. с англ. / Э. Торенбик Е. П. Голубкова. – М. : Машиностроение, 1983. – 648 с.

6. *Самолет Ан-26. Техническое описание* [Текст]. – М. : Авиаэкспорт, 1987. – 303 с.

7. *AN-132D Preliminary ground and flight tests first stage. Технический акт № 132D.700.024.Д3-117*. – ГП «Антонов», 2017. – 72 с.

References

1. Krivov, G. A., Matviyenko, V.A., Afanasyeva, L. F. *Mirovaya aviacija na rubezhe XX–XXI stoletij. Promyshlennost', rynki* [Global aviation at the turn of XX–XXI centuries. Industry, markets]. Kiev, KVSC Publ., 2003. 295 p.
2. Kazakov, V. P., Krivov, G. O. *Bazovi zadachi procesiv transformacii ukrainskogo aviabuduvannja* [Basic tasks of the transformation processes of Ukrainian aircraft]. *Technological systems*, 2002, vol. 4 (15). pp. 5-10.
3. *Embraer annouzen markel onylook*. *Regional Airline World*, December 2006. Available at: <http://www.embraer.com/> (accessed 12.02.2020)
4. Los', A. V. *Jekonomicheskaja neobhodimost' sozdanija modifikacij otechestvennyh voennotransportnyh samoletov* [The economic need to create modifications of domestic military transport aircraft]. *Aviacijno-kosmicna tehnik i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2019, vol. 7 (159), pp. 6-11.
5. Torenbik, Je. *Proektirovanie dozvukovyh samoletov* [Design of subsonic aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1983. 648 p.
6. *Samolet An-26. Tehnicheskoe opisanie* [The Plane An-26. Technical description]. Moscow, Aviaexport Publ., 1987. 303 p.
7. *AN-132D Preliminary ground and flight tests of the first stage. Technical act no. 132D.700.024.D3-117*. SE «Antonov» Publ., 2017. 72 p.

Поступила в редакцию 10.04.2020, рассмотрена на редколлегии 15.06.2020

ВЗАЄМОПЛИВ ЗМІН В СИЛОВІЙ УСТАНОВЦІ І ГЕОМЕТРІЇ КРИЛА У ЛЕГКИХ ВІЙСЬКОВО-ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ

О. В. Лось

Аналіз основних напрямків розвитку військово-транспортних літаків (ВТЛ) показав, що стосовно до легких ВТЛ виявлена тенденція збільшення їх вантажопідйомності у вузькому коридорі дальності дії. Потрібне збільшення вантажопідйомності неминуче тягне за собою збільшення стартових мас модифікацій, що

призводить до погіршення злітно-посадочних характеристик, виступає серйозним обмеженням, особливо для легких ВТЛ, за умовами їх базування. Вирішення таких проблемних завдань може бути здійснено шляхом глибоких модифікаційних змін в системі несучих поверхонь модифікації, так і в її силовій установці, наукові засади узгодження яких базуються на трьох принципах: безперервного зростання продуктивності модифікацій; геометричного перекомпонування крила з урахуванням його коефіцієнта еліптичності; узгодження параметрів силової установки із збільшеною вантажопідйомністю модифікації і зі зміненою геометрією її крила. Розробку таких моделей здійснено на основі використання рівняння вагового балансу з урахуванням того, що складові стартової маси не є статистично детермінованими, а є функціями цільових параметрів, таких як величина вантажопідйомності, дальність дії, швидкісні характеристики, параметри маршових двигунів і т. п. З урахуванням обмежень на злітну масу, вантажопідйомність, на довжину розбігу і т. п. отримані моделі оцінки характеристик «вантаж – дальність» легких ВТЛ, а також на величину розбігу при одному відмовленому двигуні. Оцінка працездатності отриманих моделей, які випробувано на модифікаціях вітчизняних літаків Ан-26, Ан-32 і Ан-32Б шляхом оцінки їх характеристики «вантаж – дальність» при заміні їх маршових двигунів з збільшеною потужністю. Аналіз цих залежностей показав, що процес узгодження параметрів крила і змін в силовій установці призводить (при схожості зовнішніх контурів) до істотного зростання вантажопідйомності, а значить, і рейсової продуктивності. Аналіз порівняльної оцінки параметрів базового варіанту Ан-26 з його модифікаціями Ан-32 і Ан-32Б також виявив, що моделі узгодження, отримані в роботі, дозволяють вже на етапі попереднього проектування більш продуктивних модифікацій сформувати їх основні параметри, що відповідають вимогам замовника.

Ключові слова: легкий військово-транспортний літак; модифікації; моделі узгодження змін в крилі і в силовій установці.

INTERACTION OF CHANGES IN POWER PLANT AND IN WING GEOMETRY LIGHT MILITARY TRANSPORT AIRCRAFT

A. Los

An analysis of the main directions of the development of military transport aircraft (MTA) showed that, as applied to light military vehicles, a tendency to increase their carrying capacity in a narrow range corridor was revealed. The required increase in carrying capacity inevitably entails an increase in the starting mass of modifications, which leads to a deterioration in take-off and landing characteristics, and acts as a serious limitation, especially for light military-technical complexes, according to their conditions of basing. The solution of such problematic problems can be carried out using profound modification changes in the system of load-bearing surfaces of the modification, and also in its power plant, the scientific basis for the coordination of which is based on three principles: continuous growth of performance modifications; geometric rearrangement of the wing, taking into account its ellipticity coefficient; coordination of the parameters of the power plant with an increased load capacity of the modification and with the modified geometry of its wing. The development of such models is based on the use of the weight balance equation, taking into account the fact that the components of the starting mass are not statistically determined, but there are functions of target parameters, such as load capacity, range, speed characteristics, parameters of marching engines, etc. Taking into account restrictions on take-off weight, load capacity, take-off length, etc., models were obtained for evaluating the “load-range” characteristics of light military-transport vehicles, as well as the take-off value for one engine that failed. The performance assessment of the obtained models was tested on modifications of the domestic An-26, An-32, and An-32B aircraft by evaluating their “load-range” characteristics when replacing their marching engines with increased power. An analysis of these dependencies showed that the process of matching the wing parameters and changes in the power plant (with the same external contours) leads to a significant increase in carrying capacity, and hence, flight performance. An analysis of the comparative assessment of the parameters of the basic version of the An-26 with its modifications An-32 and An-32B also revealed that the matching models obtained in the work allow already at the stage of preliminary designing more productive modifications to form their main parameters that meet the requirements of the customer.

Keywords: light military transport aircraft; modifications; models for reconciling changes in the wing and the power plant.

Лось Александр Васильевич – канд. техн. наук, вице-президент ГП «Антонов», Киев, Украина.

Alexander Los – Candidate of Technical Sciences, Vice President of the SE «Antonov», Kiev, Ukraine, e-mail: systems.an@ukr.net. ORCID Author ID: 0000-0002-6636-4208.