

МАШИНОСТРОЕНИЕ

- 2.5.12 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;
2.5.13 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;
2.5.14 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;
2.5.15 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;
2.5.16 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

УДК 621.7

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-4-80-94

**О концептуальной оценке глубокой модернизации
регионального самолета на примере Як-40**

А.С. Кретов¹, В.В. Глухов², Д.В. Тиняков³

¹Московский авиационный институт

(национальный исследовательский технический университет), г. Москва, Россия

²Казанский авиационный завод, г. Казань, Россия

³Нанкинский университет авиации и астронавтики, г. Нанкин, Китай

Аннотация: Перед современной Россией стоит важная задача восстановления отечественного пассажирского самолетостроения в самые кратчайшие сроки. Данная работа посвящена оценке возможности, связанной с созданием самолетов регионального назначения, имеющих огромное значение не только для нашей страны. Использование опыта проектирования и эксплуатации является важным звеном в цепи создания любого нового самолета. Важная роль в этом процессе принадлежит глубокой модернизации базовой модели самолета. В работе рассматривается концептуальная оценка эффективности модернизации уже существующих самолетов, которая в данном случае связана, в частности, с переходом на композитные крылья, которые обеспечивают благодаря большей жесткости возможность увеличения удлинения и, как следствие, снижение аэродинамического сопротивления. Как правило, модернизация старых самолетов обязательно затрагивает применение более современных двигателей, обладающих более совершенными характеристиками, в том числе и лучшей топливной эффективностью. Исследование проводилось с использованием анализа чувствительности взлетной массы к проектным изменениям, которая хорошо себя зарекомендовала для различных типов летательных аппаратов. В качестве конкретного примера анализируется проектный вариант, формируемый на основе регионального самолета Як-40 с ориентацией на выполненные экспериментальные работы, проведенные в СибНИА в период 2012–2019 гг. Результаты большой экспериментальной работы, полученные специалистами СибНИА, рассматриваются в данном исследовании как хорошая база для проверки работоспособности и точности метода анализа чувствительности. Полученные характеристики в модифицированном варианте Як-40 по дальности хорошо согласуются с результатами указанных практических работ. Отмечается, что модифицированный Як-40 с дальностью порядка 4000 км может успешно использоваться не только как региональный, но и как самолет бизнес-класса. По своим техническим характеристикам рассматриваемый самолет не будет уступать известным самолетам-аналогам. В статье ставится вопрос о необходимости создания для подобного класса самолетов нового российского двигателя. При этом можно рассматривать силовую установку с запасом по тяге, поскольку избыток внутреннего объема пассажирского салона может быть использован для увеличения пассажировместимости.

Ключевые слова: региональный самолет, модернизация, взлетная масса самолета, композитное крыло.

Для цитирования: Кретов А.С., Глухов В.В., Тиняков Д.В. О концептуальной оценке глубокой модернизации регионального самолета на примере Як-40 // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 4. С. 80–94. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-4-80-94

On the conceptual assessment of an extensive retrofit of a regional aircraft on the example of the Yakovlev Yak-40

A.S. Kretov¹, V.V. Glukhov², D.V. Tinyakov³

¹*Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia*

²*Kazan Aviation Plant, Kazan, Russia*

³*Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, China*

Abstract: Nowadays Russia faces a big challenge of restoring the domestic passenger aircraft industry in the shortest possible time. This paper is devoted to the assessment of the potential to develop regional aircraft, which are of great importance not only for our country. The design and operational experience is an important link in the creation of any new aircraft. An extensive retrofit of the basic aircraft model is crucial in this process. The paper considers the conceptual assessment of the existing aircraft retrofit effectiveness, which is specifically related with the transition to composite wings, that provide a capability to increase the aspect ratio due to greater rigidity and reduce the aerodynamic drag, as a consequence. As a rule, the retrofit of out-of-date aircraft models necessarily involves the use of more advanced engines with enhancing performance, including better fuel efficiency. The study was conducted using the sensitivity analysis of takeoff weight to design changes, which has been well established for different types of aircraft. As a specific example, a draft version based on the Yak-40 regional jet is analyzed with a focus on the conducted experimental research carried out SIBNIA in 2012–2019. The results of extensive experimental research obtained by SIBNIA specialists are considered in this paper as a good basis for testing the performance and accuracy of the sensitivity analysis method. The obtained performance in the modified version of Yak-40 in terms of flight range comply well with the results of these practical studies. It is noted that the modified Yak-40 with a flight range of about 4000 km can be successfully operated not only as a regional, but also as a business jet. By its performance, the aircraft under consideration will not be inferior to known aircraft analogues. The paper emphasizes the relevancy to develop a new Russian engine for this aircraft category. In this respect, it is possible to consider a propulsion system with a thrust margin since the excess of internal volume of a passenger cabin can be used to increase the passenger capacity.

Key words: regional aircraft, retrofit, aircraft take-off weight, composite wing.

For citation: Kretov, A., Glukhov, V., Tinyakov, D. (2024). On the conceptual assessment of an extensive retrofit of a regional aircraft on the example of the Yakovlev Yak-40. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 4, pp. 80–94. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-4-80-94

Введение

Сложившиеся в настоящее время условия, во многом связанные с геополитической обстановкой, поставили перед Россией множество задач, без решения которых стране трудно обеспечить необходимое движение вперед. Это касается всех областей, но одной из наиболее важных является область, связанная с авиацией. Самая большая по площади страна должна рассчитывать в первую очередь на гражданский флот, оснащенный главным образом отечественными самолетами, состав которого должен быть представлен воздушными судами разного класса. В настоящий момент рассматривается множество мероприятий, касающихся отечественного пассажирского самолетостроения. При этом большое внимание уделяется импорто-

независимости. Согласно отчету Минтранса¹, опубликованному в декабре 2023 г.: за 9 месяцев 2023 года в России было произведено 12 самолетов, при этом пять из них с массой пустого снаряженного аппарата не более 2000 кг. Конечно, при сегодняшних темпах произвести свыше 1000 отечественных самолетов к 2030 году, как было официально заявлено в конце 2023 г., – задача крайне непростая. Ростех обозначил пересмотренные планы – выпустить до 2030 г. более 500 самолетов, в том числе 270 лайнеров МС-21, 142 самолета Superjet и 115 Ту-214 [1].

Однако в приведенных планах пока не очень ясна судьба дальнемагистральной и ре-

¹ ТРАНСПОРТ РОССИИ. Информационно-статистический бюллетень 9 месяцев 2023 года [Электронный ресурс] // МИНТРАНС РФ. URL: <https://mintrans.gov.ru/ministry/results/180/documents> (дата обращения: 08.02.2024).

гиональной авиации. Очевидно, что давно обсуждаемый дальнемагистральный Ил-96-400М при взлетном весе 270 т и дальности 10 тыс. км желательно ремоторизовать с четырехдвигательного на двухдвигательный, но пока единственно возможный вариант для такой реализации – это новый двигатель ПД-35. Так как серийные образцы этого двигателя должны появиться только ближе к 2030 г., говорить о создании нового варианта дальнемагистрального самолета с двумя двигателями на базе Ил-96-400М пока действительно не приходится.

Еще одна проблемная ниша в планировании российского гражданского авиапрома до 2030 г. – это региональная авиация. На подходе к завершению проектных и испытательных работ региональный самолет Ил-114. Однако до его серийного производства еще далеко. И главная проблема аналогична – это двигатель. В данном случае речь идет о завершении работ по созданию ТВ7-117СТ-01. И поэтому вопрос развития региональной авиации пока остается открытым.

Одним из вариантов возможного решения является модернизация уже существующих самолетов. При наличии большого парка устаревших летательных аппаратов (ЛА) выполнение их глубокой модернизации может позволить обеспечить им конкурентоспособные характеристики и на определенное время закрыть вопрос о региональной авиации. Анализ этого варианта, основанному на давно и широко известном самолете Як-40, и посвящена данная статья. В предложенном анализе рассмотрены варианты глубокой модификации самолета за счет применения новых конструкционных материалов, а также силовой установки на основе двух и более совершенных двигателей.

Примеры глубокой модернизации базовых самолетов

Создание абсолютно нового самолета, т. е. «проектирование с чистого листа», – это крайне дорогостоящий и весьма длительный процесс, который может закончиться выхо-

дом и на неудовлетворительные результаты. Наглядным примером такого случая является создание в 1960-х гг. сверхзвукового самолета Ту-144, который так и не нашел широкого применения. Немного лучшая судьба, но которая также прервалась до полной выработки потенциала сверхзвукового лайнера, ждала и франко-английский «Конкорд». Но и в этих случаях конструкторы использовали наработки по сверхзвуковым военным самолетам.

Обычно процесс проектирования начинается с анализа наиболее близкого аналога, который в данной работе будем называть базовым самолетом. Как правило, только после того, как базовая модель подтвердит свою успешность, начинаются работы по ее модернизации с целью повышения эффективности самолета, расширения его возможностей по дальности, по оптимизации пассажировместимости и т. д. В качестве подобного примера можно отметить базовый магистральный самолет Boeing-777, разработка которого началась в 1989 г., а уже в 1995 г. он приступил к выполнению коммерческих рейсов². За прошедшие три десятилетия у базовой модели появилось много модификаций: 777-200/200ER, -200LR, -300, -300ER. А в 2013 г. уже на базе Boeing-777-300ER была запущена программа проектирования нового поколения авиалайнеров 777-й серии – Boeing-777X². Первый полет такого лайнера в варианте Boeing-777-9 был выполнен в 2020 г., а его серийное производство планируется начать в 2025 г. Эта модель получила новый двигатель, который экономичнее базового на 10 %. Но если практика замены двигателей на более совершенные (ремоторизация) – достаточно привычная процедура, то замена металлического крыла на новое, композиционное, а также применение складываемых законцовок, необходимых при чрезвычайно плотном базировании в аэропорту, – это новый и довольно серьезный шаг, требующий больших длительных глубоких исследований. По оценке разработчиков, такое но-

² Boeing: 777X [Электронный ресурс] // boeing.com.
URL: <https://www.boeing.com/commercial/777x/> (дата обращения: 08.02.2024).

Таблица 1
Table 1

Некоторые характеристики базовых региональных самолетов³
Some performance of basic regional aircraft³

Пассажирские самолеты		Характеристики			
		L , км	V , км/ч	$n_{\text{пасс}}$, чел.	$m_{\text{т уд}}$, г/(пас. км)
Региональные	Ан-24	1850	460	50	36
	Як-40	820	510	40	79,4
	ATR 42-500	1500	560	48	26,3
	CRJ100	1800	790	50	44,2
	Saab2000	2000	665	50	35
	ERJ145ER	2000	830	50	35
Магистральные	Ту-214	6500	850	210	19
	B-737-400	5000	910	168	20,9
	A-320-200	5600	840	220	19,1
	Ил-96-400М	1000	870	400	19,4
	B-777-300	14680	905	451	19
	A-350	15000	905	420	18

вое крыло на Boeing-777-9 должно обеспечить на серийных самолетах повышение экономичности самолета еще на 10 %².

В работах [2, 3] на основе анализа чувствительности взлетной массы к проектным изменениям для самых начальных проектных исследований были получены результаты, хорошо согласующиеся с реальными цифрами при оценке топливной эффективности Boeing-777-9. В работе [2] также был рассмотрен опыт применения композитного крыла самолета MC-21 и исследованы возможные результаты подобного усовершенствования на российских магистральных самолетах Ту-214, Суперджет 100, Ил-96-400.

Рассматривая региональные самолеты, для которых наиболее характерна дальность 500–1500 км, нужно отметить, что их показатели топливной эффективности, в частности удельный расход топлива на км-пассажира, значительно больше, чем у магистральных. Это объясняется в первую очередь тем, что доля крейсерского режима полета у таких самолетов существенно меньше, чем у магистральных, а при сокращении количества пассажиров на борту неизбежно уменьшается весовая эффективность, так как возрастает доля конструкции, оборудования во взлетной мас-

се, что в свою очередь вызовет ухудшение удельных характеристик по расходу топлива. Сравнение основных параметров для некоторых типов самолетов, которые могут быть использованы в качестве базовых для глубокой модернизации, приводится в табл. 1. В ней введены следующие обозначения: А – Airbus; В – Boeing; L – дальность при максимальной загрузке [км]; V – крейсерская скорость [км/ч]; $n_{\text{пасс}}$ – максимальное количество пассажиров; $m_{\text{т уд}} = m_{\text{т}} / (Ln_{\text{пасс}})$ [г/(км пасс)] – удельный расход топлива.

Отметим, что наличие хорошо проверенных статистических данных по базовым самолетам является необходимым условием для получения объективных прогнозируемых результатов по новым проектам.

Остановимся на особенностях самолета Як-40, который выделен в табл. 1 полужирным шрифтом и, как видно, сильно выпадает из общей статистики по топливной эффективности. Як-40 по существу стал первой серийной «ласточкой» в мировой авиации по данному классу воздушных судов. К середине 1960-х гг. в СССР остро назрела необходимость создания нового регионального самолета. У используемых поршневых Ил-14 уже завершался ресурс и требовался более

современный самолет как с технической, так и с экономической точки зрения. Очень значимым шагом в этом направлении явилось создание Як-40, который вполне можно считать первым в мире серийным региональным самолетом с реактивными двигателями. С 1965 по 1981 г. их было построено более тысячи экземпляров.

Специалисты ОКБ им. А.С. Яковлева создали конструкцию с несколько повышенным запасом прочности и тяговооруженности, что позволяло эксплуатировать самолет с грунтовыми взлетно-посадочными полосами. Благодаря этому он отличался уникальной надежностью и живучестью. Як-40 стал и первым советским самолетом, который продавался в западные страны, – 125 самолетов было продано в 18 стран³. В 1972 году Як-40 получил сертификаты летной годности в Италии и в ФРГ³. Специально созданные для него реактивные двигатели Аи-25 получились тоже высоконадежными, но недостаточно мощными – на взлете не хватало тяги двух двигателей, поэтому конструкторам пришлось устанавливать третий. И хотя это способствовало повышению надежности самолета в целом (он мог даже лететь на одном двигателе), но породило главный недостаток – большой расход топлива, который при удельном расходе $c_p = 0,078$ [кг/Н·ч] составлял 1241 [кг/ч] (около 80 [г/км·пасс.], см. табл. 1)³. В ходе модернизации Як-40 в 1980–1990-е гг. удалось увеличить дальность до 2500 км за счет увеличения запаса топлива, взлетная масса машины при этом возросла до 17,2 т. Резкий скачок цен на авиатопливо плюс развал Советского Союза по существу предопределили будущее Як-40.

Поскольку в России на сегодняшний день осталось значительное количество еще годных для полетов самолетов Як-40 (по разным оценкам, это порядка 100 экземпляров⁴), в 2011 г. СибНИА им. Чаплыгина инициа-

тивно рассмотрел возможности глубокой модернизации Як-40. В 2013 г. Минпромторг России во исполнение Федеральной целевой программы «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002–2010 годы и на период до 2015 года» поддержал эту идею и заказал НИОКР «Комплексные исследования в области создания перспективных региональных и местных авиатранспортных систем». По этой теме были начаты исследования для проекта «легкого многофункционального самолета» ЛМС-19 на 19–32 места на основе Як-40 для местных воздушных линий и внутрирегиональных перевозок с полностью композитным планером.

Главные задачи такой доработки регионального самолета были связаны с повышением его эффективности и увеличением дальности. Далее в качестве основного проектного ориентира будем использовать дальность полета, которую удобно рассматривать в двух вариантах – при максимальной коммерческой нагрузке $m_{ком}$ и перегоночную дальность $L_{пер}$, когда вместо коммерческой нагрузки самолет дозаправляется топливом такой же массы.

Первый этап модернизации в СибНИА, а точнее ремоторизации, коснулся замены трех устаревших двигателей АИ-25 на два двигателя Garrett TFE731-3, которые были на десять лет моложе и обладали лучшими характеристиками.

Замена двигателей обеспечила уменьшение взлетной массы и заметное увеличение экономичности. Первый полет такой ремоторизованной версии Як-40-МС состоялся в ноябре 2016 г. (рис. 1).

В течение 2016–2018 гг. самолет получил новое композитное крыло с законцовками (винглетами), позволяющими улучшить и летные характеристики. В результате появилась версия СТР-40ДТ – ремоторизованный и модернизированный Як-40, который в 2018 г. поднялся в небо (рис. 2).

Созданный СТР-40ДТ можно рассматривать как хороший демонстратор технологий производства новых региональных самолетов взамен Як-40. По замыслу, СТР-40ДТ предназначался для перевозки 19–32 пассажиров

³ All the world's aircraft. jane's publishing [Электронный ресурс] // JANES. URL: <https://janes.migavia.com> (дата обращения: 08.02.2024).

⁴ Уголок неба. Як-40 [Электронный ресурс] // airwar.ru. URL: <https://airwar.ru/enc/craft/yak40.html> (дата обращения: 08.02.2024).



Рис. 1. Самолет Як-40-МС с двумя двигателями Garrett TFE731-3 вместо трех АИ-25⁵

Fig. 1. Aircraft Yakovlev Yak-40 MC with two engines Garrett TFE731-3 instead of three AI-25 engines⁵



Рис. 2. Самолет СТР-40ДТ с «черным крылом» и с законцовками⁵

Fig. 2. Aircraft STR-40DT with the composite wing and winglets⁵

с увеличенной скоростью перелета (до 700 км/ч вместо 510 км/ч) на дальность около 4000 км при возможности использования аэродромов легкой авиации. По сообщению разработчиков, прирост летных показателей самолета был обеспечен за счет прежде всего меньшей массы пустого самолета (с 9850 кг Як-40 до 8500 кг) и существенно лучшей экономичности.

В 2019 г. эта программа была полностью свернута. Причина завершения этих исследований, включая и полеты обновленного самолета, вполне очевидна. Спустя нескольких десятилетий оставшиеся летные борта, которые устарели не только морально, но и физически, снова «ставить на крыло», даже если оно и новое, действительно вряд ли экономически обоснованно.

Тем не менее достигнутые в СибНИА реальные результаты имеют безусловный научный интерес, т. к. на их основе можно провести верификацию методики концептуальной оценки новых возможностей регионального самолета с композиционным крылом и новыми двигателями, что и будет выполнено в данной работе. При этом будет использован подход на основе анализа чувствительности взлетной массы к проектным изменениям.

Оценка результатов модернизации на основе анализа чувствительности взлетной массы самолета к проектным изменениям

Как и в предыдущей работе [2], рассматривается подход, основанный на анализе чувствительности максимальной взлетной массы (МВМ) самолета к начальным изменениям проектных параметров (весовых, аэродинамических и др.). Основные положения этого подхода были разработаны в [4–7]. Первоначальное название этого подхода было «Метод коэффициентов роста». По своей сути это есть не что иное, как анализ чувствительности, поскольку в нем рассматривается оценка влияния изменения исходных параметров проекта на его конечные характеристики [8]. По применению анализа чувствительности для первоначальной оценки влияния изменения проектных параметров проведены многочисленные исследования, в частности: при оценке применения криогенного топлива на пассажирских самолетах и на БПЛА, в том числе при переходе на интегральную компоновочную схему, для вертолетов и для многоступенчатых ракетно-космических систем.

Согласно подходу, соответствующему анализу чувствительности, начальное проектное изменение dq приведет к изменению взлетной массы dm , которое может быть оценено в следующем виде:

$$dm = \frac{\partial m}{\partial q} dq = \mu_q dq, \quad (1)$$

⁵ Yak-40 [Электронный ресурс] // clint-international.com. URL: <https://clint-international.com/gallery/> (дата обращения: 08.02.2024).

где μ_q – коэффициент чувствительности взлетной массы к проектному изменению q .

Как показывает опыт, в случае концептуальной оценки нового проекта при проектном изменении, в результате которого взлетная масса меняется не более чем на 10–15 %, можно пользоваться приближенным значением

$$\mu_q \approx \frac{\Delta m}{\Delta q}. \quad (2)$$

Максимальную взлетную массу самолета представим в виде четырех функциональных компонент:

$$m = \sum_{i=1}^4 m_i = m_{к.п} + m_{с.у} + m_{т.с} + m_{ц}, \quad (3)$$

где $m_{к.п}$ – масса конструкции планера; $m_{с.у}$ – масса силовой установки, связанная с массой двигателей $m_{дв}$ соотношением $m_{с.у} = k_{с.у} m_{дв}$; $m_{т.с}$ – масса топливной системы, связанная с массой топлива m_t соотношением $m_{т.с} = k_{т.с} m_t$; $m_{ц}$ – масса целевой нагрузки, включающая коммерческую нагрузку $m_{ком}$, а также экипаж, питание и другое, доставляемое на борт непосредственно перед вылетом ($m_{серв}$). К $m_{ц}$ также отнесено все несъемное снаряжение и различное оборудование, обеспечивающее полет ($m_{об.сн}$).

Запись функциональных масс в относительном виде $\bar{m}_i = m_i / m$ позволяет получить известное уравнение существования самолета, а также его вариант при использовании понятий независимой (известной) $m_{инdep}$ и зависимой (неизвестной) m_{dep} , составляющих массы от MBM:

$$m = m_{ц} / (1 - \bar{m}_{к.п} - \bar{m}_{с.у} - \bar{m}_{т.с}). \quad (4)$$

Отметим, что в каждой конкретной проектной ситуации такой постановки задачи массы $m_{инdep}$ и m_{dep} могут быть разные.

Согласно (1) и (2) в соответствии с рассматриваемым подходом конечное изменение взлетной массы при начальном (локальном) изменении i -й функциональной массы Δm_{i0} , вызванном проектным изменением, составит

$$\Delta m = \frac{\partial m}{\partial m_i} \Delta m_{i0} = \mu_{mi} \Delta m_{i0}, \quad (5)$$

где $\Delta m = \frac{\partial m}{\partial m_i} \Delta m_{i0} = \mu_{mi} \Delta m_{i0}$, μ_{mi} – коэффициент чувствительности взлетной массы (КЧВМ) к начальному изменению массы Δm_{i0} .

В работах [6, 7] показано, что при условии сохранения летно-технических характеристик, как у базового самолета, связанных с фюзеляжем, КЧВМ составляет:

– для функциональных масс, зависящих от m :

$$\mu_{mi} = 1 / \left[\bar{m}_{ц} - \Delta \bar{m}_{i0} + (\bar{m}_{с.у} + \bar{m}_{т.с}) c_{хаф} / c_{ха} \right], \quad (6)$$

– для функциональной массы, независимой от m :

$$\mu_m = 1 / \left[\bar{m}_{ц} + (\bar{m}_{с.у} + \bar{m}_{т.с}) c_{хаф} / c_{ха} \right], \quad (7)$$

где $c_{хаф}$, $c_{ха}$ – коэффициенты аэродинамического лобового сопротивления фюзеляжа и всего самолета.

Так как величины $\Delta \bar{m}_{i0}$ в (6), относящиеся к относительным массам начальных изменений функциональных составляющих, обычно значительно меньше остальных слагаемых, часто для упрощения задачи ими можно пренебречь, и тогда КЧВМ по всем функциональным массам будут одинаковы, а с учетом (4) получим

$$\mu_{m_{ц}} = \mu_{m_{к.п}} = \mu_{m_{с.у}} = \mu_{m_{т.с}} = \mu_m = \frac{1}{\bar{m}_{инdep}} = \frac{1}{1 - \bar{m}_{dep}} = \frac{1}{\bar{m}_{ц} + (\bar{m}_{с.у} + \bar{m}_{т.с}) c_{хаф} / c_{ха}}. \quad (8)$$

В случае ремоторизации базового самолета замена двигателя отразится как на начальном изменении массы самого двигателя $\Delta m_{c.y.0}$, так и массы топлива вследствие изменения удельного расхода $\Delta m_{т.с. (c.y.) 0}$.

Замена металлического крыла на композиционное приведет к начальному изменению нескольких функциональных масс. Во-первых, это начальное изменение массы крыла $\Delta m_{к.п. (кр) 0}$. Во-вторых, переход на композитное крыло даст главный эффект за счет того, что появляется возможность увеличить удлинение крыла, вследствие чего уменьшится индуктивное сопротивление, а значит, изменится масса топлива, потребная для выполнения такого же перелета, как и у базового самолета $\Delta m_{т.с. (кр) 0}$. При этом может измениться центровка самолета и могут потребоваться другие площади горизонтального оперения для обеспечения необходимой балансировки и управляемости. Но для концептуальной оценки изменение центровки и массы оперения во внимание приниматься не будет. Таким образом будем считать, что начальное изменение массы при переходе на другое крыло составит

$$\Delta m_0 = \Delta m_{к.п. (кр) 0} + \Delta m_{т.с. (кр) 0}. \quad (9)$$

Проектная оценка модификационного варианта самолета Як-40

Проведем анализ возможности создания модификации на основе Як-40. В качестве традиционного варианта обычно рассматривается самолет с дальностью 820 км и 36 пассажирами (масса коммерческой нагрузки $m_{ком} = 36 [\text{пасс}] \cdot 90 [\text{кг/пасс}] = 3440 [\text{кг}]$). В данном случае будем считать, что модифицированный вариант рассчитывается на 19 пассажиров и дальность 3500–4000 км (как это было сделано на созданном в СибНИА демонстраторе СТР-40ДТ).

Рассмотрим более подробно характеристики самолета Як-40, необходимые для дальнейшего концептуального анализа его модификационного варианта. Приведем данные из работы [9]: размах крыла $l = 25 [\text{м}]$; площадь $S = 70 [\text{м}^2]$; удлинение $\lambda = 8,9$; средняя аэродинамическая хорда $x_{сax} = 2,97 [\text{м}]$; максимальная взлетная масса m_0 : 14,85; 16,1; 16,8; 17,2 т; максимальная коммерческая нагрузка $m_{ком}$: 2,3; 2,43; 2,88; 3,24 т; максимальная масса самолета без топлива: 12,2; 13,5; 13,75 т; максимальная вместимость баков-кессонов зависит от заводского номера самолета и может составлять: 3,0; 4,4; 6,0 т.

Далее воспользуемся информацией из [10]: практическая дальность полета на высоте 8100 м при максимальном взлетном весе с коммерческой нагрузкой 1000 кг и остатке топлива 700 кг после посадки – 2200 км.

Из всех возможных вариантов Як-40, в которых может варьироваться масса топлива в зависимости от массы коммерческой нагрузки и дальности, в качестве исходного рассматривается вариант, указанный в [10]: максимальная дальность $L = 2200 [\text{км}]$, максимальный запас топлива $m_t = 6 [\text{т}]$ и максимальная взлетная масса $m_{0max} = 17,2 [\text{т}]$. Учитывая, что среднечасовой расход топлива у самолета составляет порядка 1250 кг, упомянутый остаток 700 кг, можно рассматривать как аэронавигационный запас. Он зависит от дальности полета и колеблется в пределах 0,18...0,21 для ближнемагистральных пассажирских самолетов. При вычислении функциональных масс можно использовать известные весовые формулы из [11–14]. В частности, масса оборудования и снаряжения, согласно [11], составит $m_{об.сн.} = 2362 [\text{кг}]$. Для удобства дальнейшего расчета в эту функциональную массу также включим и упомянутый нерасходуемый запас топлива в 700 кг, одновременно исключив его из общей массы топлива, расходуемой в полете.

Для силовой установки и топливной системы примем коэффициенты $k_{c.y.} = 1,18$, $k_{т.с.} = 1,037$. Опять-таки для удобства те добавки масс, которые дают эти коэффициенты, отнесем также в неизменяемую от взлетной

Таблица 2
Table 2

Характеристики функциональных масс исследуемого самолета
Performance of the functional masses of the aircraft under consideration

Вариант самолета	Массы проектных вариантов	Составляющие масс					Сумма
		Исходный вариант, $L = 2200$ [км], $n_{\text{пасс}} = 11$					
		$m_{\text{к.п}}$	$m_{\text{с.у}} = m_{\text{дв}}$	$m_{\text{т.с}} = m_{\text{т}}$	$m_{\text{ц}}$		
					$m_{\text{об.сн.}}$	$m_{\text{ком.}}$	
Исходный	Абсолютные m_i , т	6,46	1,05	5,3	2,69 + 0,7*	1,00	17,20
	Относительные $\bar{m}_i$	0,376	0,061	0,349	0,156	0,058	1,00
Базовый	Абсолютные m_i , т	Изменение количества пассажиров $L = 2000$ [км], $n_{\text{пасс}} = 19$					
		6,46	1,05	4,8	2,49 + 0,7*	1,7	17,20
	Относительные $\bar{m}_i$	0,376	0,061	0,28	0,185	0,099	1,00
Окончательный	Абсолютные m_i , т	Композитное крыло с $\lambda = 10,5$ с винглетами, два двигателя					
		5,66	0,95	4,8 + 0,5*	2,49	1,7	16,1
	Относительные $\bar{m}_i$	0,352	0,059	0,329	0,154	0,105	1,00

* навигационный запас топлива.

массы часть – массу оборудования и снаряжения, которая теперь составит $m_{\text{об.сн.}} = 2362 + 333 = 2695$ [кг]. Из уравнения баланса масс определится масса конструкции планера $m_{\text{к.п.}} = 17200 - 2695 - 6000 - 1050 - 1000 = 6455$ [кг]. Таким образом, масса пустого самолета будет около 10 т, что примерно соответствует и данным СибНИА (9850 кг).

Характеристики функциональных масс исходного варианта, необходимые для дальнейших расчетов, приведены в табл. 2.

В той же таблице наряду с исходным вариантом приводятся массы вариантов самолета, которые последовательно будут вычисляться на следующих этапах:

1) введение дополнительной коммерческой нагрузки, обеспечивающей в целом размещение 19 пассажиров и снятие части бытового пассажирского оборудования в связи с изменением числа пассажиров с 36 до 19;

2) замена металлического крыла с удлинением 8,93 на крыло с большим удлинением и с винглетами с последующим переходом на конструкцию из композитных материалов;

3) переход от двигательной установки, состоящей из трех АИ-25, к 2-двигательной.

Перейдем к более подробному рассмотрению каждого этапа.

1. Скорректируем исходный вариант, представленный в табл. 2, в котором масса коммерческой нагрузки 1 т соответствует примерно 11 пассажирам, под новую коммерческую нагрузку на 19 пассажиров. Масса целевой нагрузки увеличится на $8 \cdot 90 = 720$ [кг].

С учетом того, что обычный Як-40 оборудован на 36 пассажиров, можно снизить массу бытового оборудования, исходя из расчета 12 кг/пасс: $(36 - 19) \cdot 12 = 204$ [кг]. Таким образом, увеличение массы целевой нагрузки составит $720 - 204 \approx 500$ [кг]. Для сохранения взлетной массы на уровне максимальной $m = 17,2$ [т] добавленную коммерческую массу скомпенсируем соответствующим уменьшением массы топлива на 500 кг, что приведет (с учетом неиспользованного остатка топлива 700 кг) к снижению дальности на $2200 \cdot 0,5 / 5,3 \approx 200$ [км]. Далее этот вариант с дальностью 2000 км будет рассматриваться уже как базовый, в котором массы целевой нагрузки и топлива составят: $m_{\text{ц}} = 2,49 + 0,7 + 1,7 = 4,89$ [т], $m_{\text{т.с.}} = 6 - 0,5 - 0,7 = 4,8$ [т],

Таблица 3
Table 3

Некоторые аэродинамические характеристики для исследуемых вариантов самолета
Some aerodynamic performance for the studied aircraft configurations

Вариант крыла	e	λ_e	$c_{xa \text{ инд}}$	c_{xa}	$\Delta c_{xa}, \%$	K
Базовый $\lambda = 8,93$	0,589	5,62	0,0204	0,0387	0	15,5
$\lambda = 8,93$ с винглетами	0,589	6,09	0,0188	0,0371	-3,86	16,16
$\lambda = 10,5$ с винглетами	0,482	7,63	0,0150	0,0333	-13,9	18,00
$\lambda = 11,5$ с винглетами	0,416	8,72	0,0131	0,0314	-18,9	19,07

а их скорректированные относительные массы: $\bar{m}_Ц = 0,284$; $\bar{m}_{Т.с.} = 0,279$.

Для расчета КЧВМ по формуле (6) прием $c_{xa \text{ ф}}/c_{xa} = 0,25$. По результатам расчета базового варианта получим $\mu_m = 1 / [0,284 + (0,279 + 0,061) \cdot 0,25] = 2,7$.

2. Увеличение удлинения крыла λ и установка винглетов является одним из эффективных способов, непосредственно влияющих на снижение индуктивного сопротивления $c_{x \text{ инд}}$ и, как следствие, способствующих повышению топливной эффективности [15]:

$$c_{xa} = c_{xa 0} + c_{xa \text{ инд}} = c_{xa 0} + \frac{c_{ya}^2}{\pi \lambda e w}, \quad (10)$$

где $c_{xa 0}$ – коэффициент лобового сопротивления всего самолета при отсутствии подъемной силы (вредное сопротивление); e – коэффициент Освальда, который будем вычислять по формуле из [13]

$$e = 4,61(1 - 0,045\lambda^{0,68})(\cos \chi)^{0,15} - 3,1, \quad (11)$$

а w – коэффициент, учитывающий наличие винглетов [9]:

$$w = 1 + 1,9 h_b / l. \quad (12)$$

При отсутствии винглетов в формуле (12) $h_b = 0$ и $w = 1$.

Произведение $\lambda e w$ является по существу эффективным удлинением λ_e .

Для анализа аэродинамического эффекта будем использовать коэффициент аэродинамического качества $K = c_{ya} / c_{xa}$. В табл. 3 представлены аэродинамические характеристики крыла исходного самолета Як-40 и новых возможных вариантов с удлинениями $\lambda = 10,5$ и $11,5$. У всех вариантов принимается одинаковой: площадь крыла $S = 70 \text{ [м}^2\text{]}$ и стреловидность крыла по передней кромке $\chi = 4^\circ$. При расчете K коэффициент подъемной силы на крейсерском режиме принимается осредненным $c_{ya} = 0,6$. Изменение коэффициентов Δc_{xa} приводится в этой таблице для большей наглядности в процентах по отношению к базовому варианту. При использовании винглетов их высота принималась $h_b = 1,1 \text{ [м]}$.

Далее в модифицированном варианте остановимся только на одном варианте крыла с $\lambda = 10,5$ с винглетами.

Для оценки массы крыла, связанной с переходом с $\lambda = 8,93$ на $\lambda = 10,5$ в прежнем металлическом исполнении, воспользуемся весовой формулой из работы [2]

$$\bar{m}_{кр} = \frac{n_y^p \lambda \psi 0,022 \sqrt[4]{m}}{p_0 \bar{c}_0^{0,75} (\cos \chi_{0,25})^{1,5}} (0,85 + \frac{\bar{c}_0 / \bar{c}_k - 1}{\eta + 3}) k_1 + \frac{4,5 k_2 k_3}{p_0} + 0,01, \quad (13)$$

где n_y^p – расчетная перегрузка, $p_0 = mg / S$ – удельная нагрузка на крыло; $\chi_{0,25}$ – угол стреловидности по линии четверти хорды; $\bar{c}_0, \bar{c}_k$ – относительные толщины профиля в корневом и концевом сечениях; ψ – коэффициент, учитывающий разгрузку крыла изгибающимися моментами от топлива и сосредоточенных грузов на крыле:

$$\psi = 0,92 - 0,5\bar{m}_T - 0,1k_{дв}, \quad (14)$$

$k_{дв}$ – коэффициент, учитывающий расположение двигателей, в данном случае при их отсутствии на крыле $k_{дв} = 0$; k_1 – коэффициент, учитывающий ресурс крыла, $k_1 = 1,1$; k_2 – коэффициент, учитывающий используемый вид механизации крыла ($k_2 = 1,5$); k_3 – коэффициент, учитывающий вид герметизации топливных баков ($k_3 = 1,1$).

Результаты расчета по формуле (13):

– для крыла с $\lambda = 8,93$ – $\bar{m}_{кр} = 0,142$;

$$m_{кр} = 2,45 \text{ [т]},$$

– для удлинения $\lambda = 10,5$ – $\bar{m}_{кр} = 0,161$;

$$m_{кр} = 2,77 \text{ [т]}.$$

Таким образом, для металлического крыла начальный прирост массы крыла составил бы $2,77 - 2,45 = 0,32 \text{ [т]}$.

Для оценки массы композиционной конструкции крыла рассмотрим структурную весовую формулу В.А. Комарова [16]

$$m_i = \frac{\varphi}{\bar{\sigma}} C_K PL, \quad (15)$$

где φ – коэффициент полноты массы, учитывающий реальный прирост массы к теоретическому значению; $\bar{\sigma}$ – удельная прочность основного конструкционного материала, используемого в агрегате, вычисляемая как отношение допускаемого напряжения к плотности материала; C_K – коэффициент силового фактора, учитывающий особенности внешней формы конструкции, ее силовой схемы и распределения нагрузки, P , L – характерная

нагрузка и характерный размер рассматриваемого агрегата.

В работе [2] был предложен вариант этой формулы применительно к композитным крыльям, записанный в виде

$$m_{кр км} = \beta_{км} n_y^p m g z_a, \quad (16)$$

в которой $\beta_{км} = \frac{\varphi}{\bar{\sigma}} C_K$, $P = n_y^p mg$, $L = z_a$, где

n_y^p – расчетная перегрузка (для Як-40 она больше обычной для пассажирских самолетов и составляет 5,1), z_a – расстояние от оси симметрии самолета до средней аэродинамической хорды ($z_a = 5,38 \text{ [м]}$).

Коэффициент $\beta_{км}$ берется из статистических данных самолетов с композитными крыльями. Согласно исследованиям из работы [2] для МС-21 $\beta_{км} = 0,00029 \text{ [т/(тм}^2/\text{с}^2)]$, для Boeing 777-9 – $\beta_{км} = 0,00025 \text{ [т/(тм}^2/\text{с}^2)]$. Проведя линейную аппроксимацию $\beta_{км}$ по взлетным массам для Як-40, получим $\beta_{км} = 0,0003 \text{ [т/(тм}^2/\text{с}^2)]$. В результате масса композитного крыла для варианта с $\lambda = 10,5$ составит $m_{кр} = 1,49 \text{ [т]}$ без винглетов и $m_{кр} = 1,62 \text{ [т]}$ с винглетами (при этом расчете винглеты условно разворачивались в плоскость крыла, и их высота добавляла к размаху крыла еще 2,2 м).

В результате масса конструкции снизится за счет массы крыла на величину $\Delta m_{кр} = 2,45 - 1,62 = 0,8 \text{ [т]}$.

Улучшение аэродинамики обеспечит возможность потенциального снижения массы топлива и массы двигателя [8]. Выражение (5) для этого случая примет вид

$$\Delta m = \mu_K \Delta K, \quad (17)$$

где $\mu_K = -\mu_m (m_T + m_{дв}) / K$.

В результате получим выражение для учета влияния роста аэродинамического качества на конечное сокращение массы

$$\Delta m = -\mu_m(m_T + m_{дв})\Delta K / K, \quad (18)$$

которое даст потенциальное снижение взлетной массы $\Delta m = 2,7(4,8 + 1,05) \cdot 2,5 / 15,5 = 2,34$ [т]. При условии сохранения дальности Δm могла бы распределиться следующим образом: снижение топлива на 1,93 т и за счет двигателя 0,42 т. Эти цифры можно воспринимать как появившийся резерв в балансе масс, который можно будет направить на увеличение дальности. Но, чтобы оценить окончательный эффект, вначале заменим силовую установку.

3. В качестве силовой установки рассмотрим два двигателя TFE731-5BR, обеспечивающих тягу $2 \times 21,1$ [кН] с удельным расходом $c_{p2} = 0,0515$ [кг/Н/ч]. Два таких двигателя легче трех АИ-25 на 155 кг. Тогда возможное снижение массы топлива за счет аэродинамического улучшения и более легких двигателей, которое составит $1,93 + (0,42 + 0,155) \approx 2,5$ [т], направим на увеличение дальности. При старых двигателях АИ-25 дальность возросла бы на $2000 \cdot 2,5 / 4,8 \approx 1040$ [км] и составила бы $2000 + 1040 = 3040$ [км].

Более экономичные TFE731 увеличат дальность на $2916 \cdot (0,078 - 0,0515) / 0,078 \approx 990$ [км]. При этом аэронавигационный запас топлива можно еще уменьшить: 700 [кг] $\times (0,078 - 0,0515) / 0,078 \approx 240$ [кг]. При расходе двух TFE731-5BR 270 [галл/ч] ≈ 800 [кг/ч] добавок топлива в 240 кг при крейсерской скорости 510 км/ч даст еще добавку дальности $\Delta L \approx 510 \cdot 240 / 800 \approx 150$ [км].

Таким образом, полная дальность нового самолета будет составлять $L = 3040 + 990 + 150 \approx 4180$ [км].

Выводы

1. Полученные результаты в модифицированном варианте Як-40 по дальности хорошо согласуются с результатами практических исследований, выполненных в СибНИА в 2012–2019 гг.

2. Модифицированный Як-40 с дальностью порядка 4000 км может успешно использоваться как самолет бизнес-класса. По своим техническим характеристикам получившийся самолет не будет уступать известному и хорошо зарекомендовавшему себя самолету Dassault Falcon 900.

3. Учитывая, что самолет может эксплуатироваться и с аэродромов, рассчитанных на региональные самолеты (т. е. более низкого класса), а в ряде случаев и с грунтовых ВПП, для конструкции крыла из КМ, видимо, потребуется еще один дополнительный коэффициент безопасности. Если принять этот коэффициент $k_{\text{км аэр}} = 1,5$, то масса композитной конструкции крыла составит уже $m_{\text{кр}} = 1,62 \cdot 1,5 = 2,43$ [т], и тогда общая масса возрастет на $0,8$ т. При эквивалентном снижении массы топлива дальность в таком варианте уменьшится на 660 км и составит 3400 км. Но вопрос оценки рациональности применения композитных конструкций на региональных самолетах с точки зрения эксплуатационных требований нуждается в специальных глубоких многосторонних исследованиях.

4. Для создания нового российского регионального самолета необходим отечественный двигатель. Одним из возможных вариантов для новой силовой установки может быть рассмотрен на основе создаваемого перспективного двигателя НПЦ «Салют» СМ-100. Этот двигатель обладает большей тягой (от 25 кН), большим расходом топлива и массой по сравнению с TFE731-5BR. Запас по тяге также может быть использован для увеличения пассажировместимости нового регионального самолета.

Список литературы

1. **Леонов В.** Гражданский авиапром на особом контроле [Электронный ресурс] // Аргументы Недели. Общество. 2023. № 50 (896). 20–26 декабря. URL: <https://argumenti.ru/society/2023/12/873292> (дата обращения: 08.02.2024).

2. Кретов А.С., Тиняков Д.В., Шатаев П.А. Концептуальная оценка топливной эффективности пассажирских самолетов с переходом на композитные крылья // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 2. С. 72–90. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-72-90

3. Kretov A., Tiniakov D. Evaluation of the mass and aerodynamic efficiency of a high aspect ratio wing for prospective passenger aircraft [Электронный ресурс] // Aerospace. 2022. Vol. 9, no. 9. ID: 497. DOI: 10.3390/aerospace9090497 (дата обращения: 08.02.2024).

4. Дракин И.И. Влияние изменений весовых и аэродинамических характеристик конструкций на полетный вес летательного аппарата // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1960. № 1. С. 52–62.

5. Политковский В.И., Бадягин А.А. О коэффициенте увеличения стартовой массы ЛА // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1966. № 1. С. 161–164.

6. Гоголин В.П. Определение коэффициента роста изменений взлетного веса при реализации изменений веса конструкции // Труды КАИ. 1973. Выпуск 160. С. 11–14.

7. Гоголин В.П. К задаче разрешения противоречий между весом и сопротивлением частей самолета // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1974. № 1. С. 13–16.

8. Kretov A. Sensitivity factors of aircraft mass for the conceptual design // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2021. Vol. 93, no. 9. Pp. 1470–1477. DOI: 10.1108/AEAT-11-2020-0256

9. Гурьянова Е.М. Конструкция и летная эксплуатация самолета Як-40: конспект лекций. Ульяновск: УВАУ ГА, 2007. 116 с.

10. Рогонов А.М. Практическая аэродинамика самолета Як-40: учеб. пособие. Ульяновск: УВАУ ГА, 2005. 124 с.

11. Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. и др. Проектирование самолетов: учебник для вузов. М.: Машиностроение, 2005. 648 с.

12. Погосян М.А., Лисейцев Н.К., Стрелец Д.Ю. и др. Проектирование самолетов: учебник для вузов / Под ред. М.А. Погосяна. 5-е изд., перераб. и доп. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 864 с.

13. Raymer D.P. Aircraft design: A conceptual approach. 6th ed. Publisher: American Institute of Aeronautics & Ast, 2018. 1062 p.

14. Torenbeek E. Advanced aircraft design: Conceptual design, analysis, and optimization of subsonic civil airplanes. Chichester: John Wiley and Sons, 2013. 440 p.

15. Тиняков Д.В. Интегрированное формирование геометрических параметров системы несущих поверхностей на этапе предварительного проектирования самолетов транспортной категории // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. 2012. Т. 53. С. 27–35.

16. Комаров В.А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2000. № 1. С. 31–39.

References

1. Leonov, V. (2023). Civil aviation industry under special control. *Argumenty Nedeli. Obshchestvo*, no. 50 (896). Available at: <https://argumenti.ru/society/2023/12/873292> (accessed: 08.02.2024). (in Russian)

2. Kretov, A.S., Tiniakov, D.V., Shataev, P.A. (2023). Conceptual assessment of the fuel efficiency of passenger aircraft with the transition to composite wings. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 26, no. 2, pp. 72–90. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-72-90 (in Russian)

3. Kretov, A., Tiniakov, D. (2022). Evaluation of the mass and aerodynamic efficiency of a high aspect ratio wing for prospective passenger aircraft. *Aerospace*, vol. 9, no. 9, ID: 497. DOI: 10.3390/aerospace9090497 (accessed: 08.02.2024).

4. Drakin, I.I. (1960). Influence of changes in the weight and aerodynamic characteristics of structures on the flight weight of an aircraft.

Izvestiya vyshykh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika, no. 1, pp. 52–62. (in Russian)

5. **Politkovsky, V.I., Badyagin, A.A.** (1966). On the coefficient of increasing the launch mass of the aircraft. *Izvestiya vyshykh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika*, no. 1, pp. 161–164. (in Russian)

6. **Gogolin, V.P.** (1973). Determination of the growth coefficient of take-off weight with realization of weight changes in the structure. *Trudy KAI*, issue 160, pp. 11–14. (in Russian)

7. **Gogolin, V.P.** (1974). On the problem of resolving contradictions between the weight and drag of aircraft parts. *Izvestiya vyshykh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika*, no. 1, pp. 13–16. (in Russian)

8. **Kretov, A.** (2021). Sensitivity factors of aircraft mass for the conceptual design. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 93, no. 9, pp. 1470–1477. DOI: 10.1108/AEAT-11-2020-0256

9. **Guryanova, E.M.** (2007). Design and flight operation of Yak-40 airplane: Lecture notes. Ulyanovsk: UVAU GA, 116 p. (in Russian)

10. **Rogonov, A.M.** (2005). Practical aerodynamics of Yak-40 airplane: Tutorial. Ulyanovsk: UVAU GA, 124 p. (in Russian)

11. **Yeger, S.M., Mishin, V.F., Lisey-tsev, N.K. et al.** (2005). Aircraft design: Textbook for Universities. Moscow: Mashinostroyeniye, 648 p. (in Russian)

12. **Poghosyan, M.A., Lisey-tsev, N.K., Sagittarius, D.Yu. et al.** (2018). Aircraft design: Textbook for Universities, in Pogosyan M.A. (Ed.). 5th ed. revised and expanded edition. Moscow: Innovatsionnoye mashinostroyeniye, 864 p. (in Russian)

13. **Raymer, D.P.** (2018). Aircraft design: A conceptual approach. 6th ed. Publisher: American Institute of Aeronautics & Ast, 1062 p.

14. **Torenbeek, E.** (2013). Advanced aircraft design: Conceptual design, analysis, and optimization of subsonic civil airplanes. Chichester: John Wiley and Sons, 440 p.

15. **Tiniakov, D.V.** (2012). Integrated generation of the lift system surfaces geometric parameters on the preliminary designing stage of transport category airplanes. *Otkrytyye informatsionnyye i kompyuternyye integrirovannyye tekhnologii*, vol. 53, pp. 27–35. (in Russian)

16. **Komarov, V.A.** (2000). Weight analysis of aircraft structures: Theoretical foundations. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, no. 1, pp. 31–39. (in Russian)

Сведения об авторах

Кретов Анатолий Степанович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры проектирования и прочности авиационно-космических и ракетных систем Московского авиационного института (национального исследовательского технического университета), kretov-ac@mail.ru.

Глухов Вячеслав Васильевич, инженер-конструктор 1-й категории Казанского авиационного завода, glukhov.v.vas@gmail.com.

Тиняков Дмитрий Васильевич, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры гражданской авиации Нанкинского университета аэронавтики и астронавтики, tinyakov_dm@mail.ru.

Information about the authors

Anatoly S. Kretov, Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of the Design and Strength of Aerospace and Rocket Systems Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), kretov-ac@mail.ru.

Vyacheslav V. Glukhov, Design Engineer of the 1st category of the Kazan Aviation Plant, glukhov.v.vas@gmail.com.

Dmitry V. Tinyakov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Civil Aviation Engineering Chair, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, tinyakov_dm@mail.ru.

Поступила в редакцию	21.04.2024	Received	21.04.2024
Одобрена после рецензирования	27.05.2024	Approved after reviewing	27.05.2024
Принята в печать	25.07.2024	Accepted for publication	25.07.2024