

УДК: 629.735.3.001.26
DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-59-69

Модели начальных этапов проектирования магистральных пассажирских самолетов с учетом создания семейств

П.В. Журавлев¹, В.Н. Журавлев¹

¹Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», г. Москва, Россия

Аннотация: Существует тесная связь между этапами внешнего проектирования (этап разработки технического задания на проектируемый самолет) и концептуального проектирования. Учет этой связи дает возможность проектировать более близкий к оптимальному самолет. Современные технологии проектирования позволяют перейти от создания резервов в конструкции проектируемого самолета на основе предыдущего опыта к управлению этими резервами. Подобные проектные резервы, в частности, нужно закладывать в конструкции крыла и шасси на этапе концептуального проектирования для создания семейств пассажирских самолетов. Обоснование значений данных резервов производится на основе моделирования процессов будущего функционирования всего семейства в рамках парка, что в свою очередь требует решения задачи внешнего проектирования. В результате резервы становятся новыми проектными переменными (параметрами) и должны использоваться наряду с традиционными переменными при оптимизации облика летательного аппарата. Была создана модель, учитывающая управление вышеуказанными резервами при формировании облика. Данная модель представляет собой часть системы моделей, решающей задачи формирования парка пассажирских самолетов на этапе внешнего проектирования с учетом наличия в этом парке семейства самолетов и оптимизации данного семейства. Результаты вычислений модели были верифицированы для магистральных пассажирских самолетов основных классов с учетом факторов наличия соответствующих семейств. В ходе верификации крыло для каждого рассматриваемого пассажирского самолета рассчитывалось для максимальной по взлетному весу версии семейства и фиксировалось для той версии, статистика по которой использовалась для проверки результатов вычисления модели. В ходе верификации было выявлено хорошее соответствие результатов расчетов модели имеющейся статистике. Верификация показала, что созданная модель может использоваться для формирования облика и семейств пассажирских самолетов всех основных классов (ближне-, средне- и дальнемагистральных).

Ключевые слова: проектирование самолетов, семейство пассажирских самолетов, парковая задача.

Для цитирования: Журавлев П.В., Журавлев В.Н. Модели начальных этапов проектирования магистральных пассажирских самолетов с учетом создания семейств // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 5. С. 59–69. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-59-69

Models of early stages of design of trunk-route passenger airplanes with taking families into account

P.V. Zhuravlev¹, V.N. Zhuravlev¹

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

Abstract: There is a tight connection between the Pre-Design (development of requirements for the designed airplane) and Conceptual Design stages while creating a new aircraft. Taking this connection into account would result in the design of more optimal aircraft that would have the appropriate advantage during operation. Previously when the ability to take such interconnections into the account was lacking the designers were forced to allocate certain reserves in the project based on previous design experience. The advancement of design, modeling and manufacturing methods allowed transitioning from allocating these reserves as means for possible error compensation to their planning or management. In particular, such planned reserves should be allocated in wing and landing gear at the Conceptual Design stage for the creation of passenger airplane families. The values of these reserves should be substantiated based on the evaluation of future functioning of the whole created airplane family within the

airline fleet. This requires solving a problem of Pre-Design and requirements creation. Thus, the reserves become new design variables. The values of these new variables should be optimized together with the values of the existing “traditional” variables during airplane design. A model, which takes management of the aforementioned reserves into the account during airplane design, was constructed. The presented model is intended for usage within the framework of the models, which solve the problem of creation of a passenger airplane fleet at Pre-Design stage with taking the presence of an airplane family within this fleet into the account as well as optimization of this passenger airplane family. The model calculation results were verified for the trunk-route passenger airplanes of all main types with taking the existence of the appropriate families into the account. During verification the wing of each considered passenger airplane was sized for the appropriate family version with the maximum take-off weight. After that this wing was “fixed” and processed as initial data for the family version, statistics on which was used for checking the model calculation results. The verification demonstrated good correlation between the model calculation results and the available statistics. It also showed that the presented model can be used for the design of individual trunk-route passenger airplanes and families of all main types (short-, medium- and long-range).

Key words: airplane design, passenger airplane family, design reserves, fleet creation problem, pre-design, conceptual design.

For citation: Zhuravlev, P.V. & Zhuravlev, V.N. (2022). Models of early stages of design of trunk-route passenger airplanes with taking families into account. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 5, pp. 59–69. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-59-69

Введение

Этапы внешнего (этап разработки технического задания (ТЗ) на проектируемый самолет) и концептуального проектирования нового летательного аппарата (ЛА) тесно связаны между собой. Схема и проектные параметры нового ЛА зависят от его проектных требований, в то время как проектные требования зависят от экономических характеристик (ЭХ) ЛА (ЭХ также часто входят в требования к воздушным судам гражданской авиации). В свою очередь ЭХ являются функцией схемы и значений проектных параметров ЛА. Перечисленные взаимные связи необходимо учитывать в процессе создания новых ЛА, в том числе пассажирских магистральных самолетов. Пример подобных связей приведен ниже на рис. 1.

ЛА проектируются для выполнения определенного множества миссий (заданий) в определенных условиях (заданных в том числе в виде диапазонов). Улучшения, связанные с самим процессом создания, позволяют лучше приспособить проектируемый ЛА к планируемым условиям применения (улучшить соответствие ЛА требованиям). Подобные улучшения уменьшают затраты на эксплуатацию за счет исключения ненужных «лишних» возможностей проектируемого ЛА [1]. Например, если новый пассажирский самолет имеет значительно меньшую взлетную дистанцию, чем та, что требуется для его эксплуатации в заданных аэропортах, то дан-

ная «дополнительная» возможность не дает дополнительных преимуществ эксплуатанту, но при этом для ее получения необходимо увеличить площадь крыла и (или) тягу двигателей. Улучшения в процессе проектирования (уточнение требований и получаемых возможностей) позволят идентифицировать описанные выше излишки на ранних стадиях проектирования. Это в свою очередь позволит проектировщикам исключить излишние возможности, что напрямую экономит затраты при эксплуатации проектируемого ЛА. Для учета и исключения таких излишков необходимо учесть взаимные связи между этапами внешнего и концептуального проектирования ЛА.

Ранее, при отсутствии возможности точного учета связей между различными этапами создания нового ЛА, конструкторы были вынуждены закладывать в проект резервы. Необходимость создания этих резервов была связана с возможным браком при производстве (отклонением параметров серийных ЛА от их проектных значений), а также с ошибками и неточностями при проектировании и моделировании на различных этапах создания ЛА. Данные ошибки и брак приводили к ухудшению характеристик создаваемых ЛА. Чтобы учесть возможность этого ухудшения, конструкторы были вынуждены вводить в расчеты поправочные коэффициенты, которые приводили к созданию вышеописанных «излишков» или «резервов». Такие резервы зачастую не



Рис. 1. Взаимосвязь между этапами внешнего и концептуального проектирования нового ЛА
Fig. 1. Interconnection between the stages of Pre-Design and Conceptual Design of a new aircraft

могли быть точно обоснованы с помощью расчетов и создавались в проекте на основе существующего в конкретной проектной компании опыта по созданию предыдущих ЛА. В определенной степени такие резервы можно было рассматривать как «погрешности» при формировании облика будущего ЛА. С течением времени модельно-методический аппарат проектирования совершенствовался, так же как и технологии производства и испытаний ЛА. В связи с этим совершенствованием стало возможно перейти к так называемому планированию резервов. Под планированием резервов подразумевается точный расчет и обоснованный учет резервов в проекте с целью их дальнейшего использования в случае, например, изменения условий эксплуатации или создания семейства на основе разрабатываемого нового ЛА. При этом актуальность и необходимость формирования резервов в проекте не исчезла, так как опыт последних 50 лет показывает, что вместо проектирования отдельных типов ЛА проектные компании перешли к созданию семейств пассажирских самолетов.

Методы и методология исследования

Для управления резервами необходимо учитывать связи между различными этапами проектирования (рис. 1), так как именно эти

связи помогают определить и обосновать величины закладываемых в проект резервов. В частности, для решения задачи создания семейства (определения величин резервов, закладываемых в базовую версию семейства на этапе концептуального проектирования, а также определения количества членов семейства и значений их проектных параметров), необходимо оценивать функционирование данного семейства в рамках смешанного парка, состоящего из отдельных типов ЛА и других семейств помимо данного (т. е. решать задачу внешнего проектирования). Однако справедливо и обратное утверждение: при решении задачи формирования и оценки функционирования перспективного смешанного парка пассажирских самолетов (т. е. при решении задачи внешнего проектирования) необходимо учитывать наличие в парке новых проектируемых семейств пассажирских самолетов (т. е. решать задачу концептуального проектирования для определения параметров и характеристик самолетов – членов проектируемых семейств). При этом необходимо отметить, что, хотя задача формирования оптимального парка пассажирских самолетов решается на этапе внешнего проектирования, она включает в себя расчеты, связанные с этапом концептуального проектирования (формированием облика). Таким образом, поскольку современные пассажирские самолеты создаются как часть соответству-

ющих семейств, необходимо соответствующим образом изменять процесс их разработки на этапах внешнего и концептуального проектирования, а также учитывать связи между этими этапами.

Таким образом, при проектировании нового пассажирского самолета появляется ряд новых проектных переменных, значения которых необходимо оптимизировать наряду с традиционно используемыми проектными переменными для достижения оптимума при создании всего семейства. Эти новые проектные переменные фактически представляют собой резервы, закладываемые в проектные параметры и конструкцию создаваемого ЛА с целью создания на его основе модифицированных версий и формирования из них семейства самолетов. Естественно, эти резервы неизбежно ведут к излишним возможностям (летно-техническим характеристикам – ЛТХ) базовой версии семейства. Однако данные излишние возможности и резервы являются необходимыми и планируются заранее, так как они позволяют в будущем разрабатывать все требуемые версии в новом семействе пассажирских самолетов.

Соответствующий опыт создания семейств, а также планирования и управления резервами был учтен и обобщен в работах [2–4]. С использованием результатов этих работ авторами были проведены соответствующие исследования и предложены методы решения задач формирования семейств магистральных пассажирских самолетов в процессе решения парковых задач [5–7].

В ходе проведенных исследований стало очевидно, что для корректной верификации моделей формирования облика магистральных пассажирских самолетов также необходимо учитывать факторы формирования семейств. В частности, стандартный подход по расчету нагрузки на крыло магистрального пассажирского самолета, исходя из ограничений по взлетно-посадочным характеристикам (ВПХ) для заданной посадочной массы, не всегда дает правильные результаты в ходе верификации. Это связано с тем, что в процессе проектирования самолетов при выборе параметров базовой (первой создаваемой)

версии семейства крыло для нее выбирается переразмеренным по площади относительно оптимума (нагрузка на крыло для такого самолета лежит ниже оптимального значения, т. е. площадь крыла больше по сравнению с величиной, определяемой сертификационными ограничениями и требованиями к проектируемому самолету). Площадь крыла выбирается с запасом, так как при росте взлетной массы значительное ее увеличение сложно реализовать, особенно для конструкций из композиционных материалов. Подобное уменьшение нагрузки на крыло ведет к появлению «излишних» возможностей проектируемого самолета (базовой версии семейства) по ЛТХ (включая меньшие дистанции взлета и посадки). Затем согласно имеющейся статистике и теории семейств в ходе развития семейства максимальная взлетная масса увеличивается, что приводит к росту нагрузки на крыло. Таким образом, нагрузка на крыло приближается к оптимальному значению, ограниченному ВПХ наибольших по максимальной взлетной массе версий (в [6] показано, что этот предел лежит на уровне порядка 750 кг/м^2).

На основе результатов проведенных исследований был разработан модельно-методический аппарат для формирования облика магистральных пассажирских самолетов классической схемы в ходе совместного решения задач внешнего и концептуального проектирования (формирования парка магистральных пассажирских самолетов при наличии в нем семейства). Данная модель разрабатывалась с учетом необходимости управления резервами. Ее верификация также производилась с учетом резервов, заложенных в проекты реальных ЛА с целью создания на их основе семейств.

В ходе создания модели были проанализированы все основные доступные источники, в которых содержатся расчетные формулы, пригодные для разработки моделей формирования облика на этапе концептуального проектирования [8–18].

Разработанный модельно-методический аппарат является универсальным для магистральных пассажирских самолетов различ-

ных классов. В ходе верификации модели она была протестирована на следующих самолетах: А320-200, В767-300 и В777-200 (т. е. на самолетах ближнемагистрального, среднемагистрального и дальнемагистрального классов).

В разработанной авторами модели была учтена особенность, связанная с управлением резервом площади крыла. На основе проведенных исследований было установлено, что, как правило, создание семейства начинается с проектирования и запуска в серийное производство наименьшей по взлетной массе, длине фюзеляжа и пассажировместимости версии семейства с резервом площади крыла. Для обоснования этого резерва требуется провести предварительный проектный расчет и проработку наибольшей по взлетной массе, длине фюзеляжа и пассажировместимости версии семейства и определить оптимальную площадь и вес крыла этой наибольшей версии. Поэтому нагрузка на крыло при формировании облика рассчитывается предварительно для самой большой по взлетной массе версии семейства, после чего площадь крыла фиксируется для всех остальных версий семейства.

Поскольку площадь оперения зависит от площади крыла, она также задается в виде пропорции в зависимости от фиксированной и заданной для наибольшей версии семейства площади крыла. Согласно информации, представленной в [2], при создании версии семейства за счет изменения длины фюзеляжа ее оперение остается неизменным как по геометрическим характеристикам, так и по весу. Данное утверждение было проверено и подтверждено в результате анализа приведенной в [11] статистики параметров оперения следующих семейств магистральных пассажирских самолетов: А318-321, А330/340, В747, В757, В767, В777, В737. Таким образом, оперение должно считаться для наименьшей версии в семействе и фиксироваться, ведь при увеличении длины фюзеляжа его эффективность возрастает в связи с увеличением плеча приложения соответствующих управляющих сил. При этом в случае, если оперение является переразмеренным по массе и

площади для версий с удлиненным фюзеляжем, его перепроектирование и облегчение не производится в связи с малой величиной относительного веса оперения.

Таким образом, при формировании семейства в проектом расчете возникает цикл. В этом цикле сначала необходимо сформировать облик максимальной по взлетной массе и пассажировместимости версии семейства (максимальной версии семейства), определить для нее оптимальную площадь и вес крыла, затем зафиксировать эти значения площади и веса крыла и сформировать облик минимальной по пассажировместимости версии семейства (минимальной версии семейства) с крылом максимальной версии семейства. Для этой минимальной версии семейства оперение будет иметь самый большой вес. После этого необходимо заново сформировать облик максимальной версии семейства с зафиксированным весом оперения от минимальной версии семейства для того, чтобы уточнить значение площади и веса крыла. Однако уже в ходе проверочных расчетов стало ясно, что это изменение будет крайне небольшим из-за небольшой относительной массы оперения в общей взлетной массе. Поэтому был сделан вывод, что коррекция взлетного веса (а значит, и площади крыла) максимальной версии семейства при изменении массы оперения будет незначительной. Таким образом, данной обратной связью можно пренебречь в рамках требуемой точности расчетов модели.

Еще один резерв при создании семейства связан с изменением высоты стоек шасси для обеспечения заданного максимального посадочного угла при увеличении длины фюзеляжа. Подобный резерв также нужен для установки на проектируемый пассажирский самолет двигателей с увеличенной степенью двухконтурности [19]. В этом случае высота стоек шасси должна обеспечивать достаточное расстояние от нижней кромки двигателей до земли в случае увеличения их диаметра. Для обеспечения достаточной высоты также могут быть установлены стойки шасси переменной длины так, как это было реализовано на самолетах семейства Boeing 737 MAX.

Подобные стойки переменной длины будут иметь увеличенный вес по сравнению со стойками неизменной длины.

Согласно [11] при сравнении массы шасси необходимо учитывать, что некоторые производители устанавливают стойки, которые изначально рассчитаны на будущие версии с удлиненным фюзеляжем. Подобное проектное решение позволяет избежать дополнительных расходов на перепроектирование и сертификацию новых стоек шасси при создании новых версий семейства. Таким образом, в отдельных случаях масса и размеры шасси могут выбираться сразу для наиболее тяжелых и длинных версий семейства. Однако согласно [2] резервы закладываются только в размеры ниш уборки стоек шасси, а сами стойки переделываются для новых версий семейства. Это связано с тем, что стойки, спроектированные под наиболее тяжелую версию семейства, будут слишком жесткими для более легких версий и, наоборот, стойки, спроектированные для наиболее легких версий, не смогут обеспечить нужные амортизационные характеристики для более тяжелых версий. Кроме того, нужно предусматривать соответствующие усиления в элементах крепления стоек шасси, необходимые для того, чтобы они выдерживали большие нагрузки от шасси с увеличенной высотой, а также увеличенный вес новых версий семейства с увеличенными максимальными взлетной и посадочной массами.

На основе анализа приведенных выше источников и доступных статистических данных было принято, что стойки шасси перепроектируются для каждой версии семейства, а резервы закладываются в размеры ниш их уборки и конструкцию узлов их крепления. Данные резервы учитываются через значения соответствующих общих статистических коэффициентов, используемых в формулах расчета масс крыла и фюзеляжа. Стойки шасси в принятой для исследования схеме крепятся к крылу. В предложенной модели крыло рассчитывается, оптимизируется и фиксируется для максимальной версии семейства, а значит, данные резервы также учитываются для максимальной версии семейства и задаются в виде фиксированных величин вместе с фиксацией массы крыла для всех остальных версий.

сированных величин вместе с фиксацией массы крыла для всех остальных версий.

Как правило, модифицированные версии в семействе получаются с помощью изменения (увеличения или уменьшения) длины фюзеляжа. При этом увеличение длины фюзеляжа производится гораздо чаще, чем уменьшение, и в основном не превышает 30%. Это связано с тем, что в отличие от укороченной версии удлиненная версия всегда стоит дороже, а значит, и гораздо быстрее окупает затраты на ее разработку [4].

Для учета влияния изменения (уменьшения и увеличения) длины фюзеляжа на аэродинамические характеристики при создании всех версий семейства в модели использовались материалы [19, 20]. Приведенная в указанных источниках модель позволяет находить аэродинамические характеристики самолета с фюзеляжем произвольной длины и фиксированным крылом за счет покомпонентного вычисления коэффициента сопротивления при нулевой подъемной силе $C_{x,0}$. В рамках этого расчета коэффициент формы фюзеляжа меняется в зависимости от соотношения его длины и диаметра, что позволяет зафиксировать крыло (через его площадь и коэффициент его формы) и, изменяя удлинение фюзеляжа, пересчитывать аэродинамические характеристики самолета. Расчет поляры ведется с помощью использования коэффициента Освальда. Используемая модель была верифицирована авторами [19, 20] на основе полученных экспериментальным путем аэродинамических характеристик самолета А320. Для самолетов А320-200, В767-300 и В777-200 были проведены расчеты с использованием разработанной методики и построены расчетные поляры в крейсерской конфигурации. Было проведено сравнение расчетных поляр с полученными экспериментальным путем данными из [21, 22]. Анализ показал, что результаты расчетов близки к экспериментальным данным в районах максимальных значений аэродинамического качества вышеуказанных самолетов, что проиллюстрировано на рис. 2. Указанный результат важен, потому что пассажирские самолеты совершают полет на крейсерском режиме со

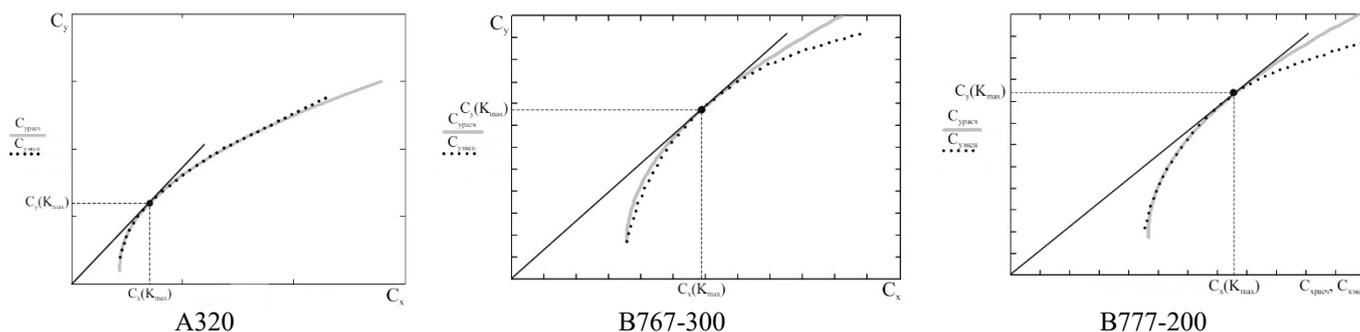


Рис. 2. Поляры самолетов A320, B767-300 и B777-200 $C_x = F(C_y)$ для крейсерского полета с соответствующими числами Маха ($M = 0,78$; $M = 0,8$; $M = 0,84$) и с указанием точек, соответствующих максимальному аэродинамическому качеству

Fig. 2. Lift-drag polars of A320, B767-300 and B777-200 $C_D = F(C_L)$ for cruise flight with the appropriate Mach number ($M = 0.78$; $M = 0.8$; $M = 0.84$) with the large dots showing the maximum values of the lift-to-drag ratio

значением аэродинамического качества, близким к максимальному [11, 23].

В созданной авторами модели формирования облика расчет проводится в соответствии с алгоритмом, представленным в [13, 24].

Сначала делается расчет взлетной массы самолета по приближенным формулам.

На следующем шаге рассчитываются относительные значения массы топлива, потребной для следующих расчетных случаев:

- полета на максимальную дальность с максимальной для создаваемого самолета коммерческой нагрузкой,
- полета с максимальной массой коммерческой нагрузки, перевозимой на дальность полета с полностью заправленными баками.

Затем для полученного значения максимальной взлетной массы рассчитывается нагрузка на крыло для следующих двух расчетных случаев:

- посадки самолета,
- крейсерского полета.

Значение величины нагрузки на крыло выбирается как минимальное из рассчитанных.

Похожим образом определяется тяговооруженность самолета для следующих расчетных случаев:

- набора высоты с одним отказавшим двигателем,
- обеспечения горизонтального полета на крейсерской скорости,

- обеспечения заданной длины разбега самолета при взлете.

Значение величины тяговооруженности выбирается как максимальное из рассчитанных.

Исходя из полученных значений нагрузки на крыло, тяговооруженности и максимальной взлетной массы рассчитываются суммарная взлетная тяга двигателей и площадь крыла самолета.

После этого по более точным формулам рассчитывается взлетная масса второго приближения, которая уточняется в случае необходимости.

Результаты исследования

В ходе верификации модели для расчета нагрузки на крыло была взята, рассчитана и зафиксирована площадь крыла (а значит, и соответствующая ей площадь оперения) максимальных версий соответствующих семейств:

- A321 для семейства A318–A321, в которое входит A320,
- B767-300ER для семейства B767,
- B777-300 для семейства B777.

В табл. 1 представлены результаты проверочных расчетов, проведенных с помощью модели, по сравнению с данными, приведенными в [11, 25].

Таблица 1
Table 1

Результаты проверочных расчетов по сравнению с данными из [11, 25]
Verification results compared with the data from [11, 25]

Модель самолета, выбранная для верификации	A320-200	B767-300	B777-200
Значение максимальной взлетной массы из [11, 25], кг	73500	156489	242670
Расчетное значение максимальной взлетной массы, кг	68090	145100	255700
Процент ошибки, полученной в расчетах относительно данных из [11, 25], %	7,4	7,3	5,4

Обсуждение полученных результатов

По результатам предыдущих исследований [4] известно, что для всех версий семейства A318–A321 используется одно и то же крыло без каких-либо изменений. Эта информация также подтверждается тем, что переналадка производственных линий для выпуска различных версий крыла при высокой интенсивности темпов производства и большом количестве производимых ЛА является крайне сложной и трудоемкой и фактически требует ввода в строй дополнительных сборочных линий на существующем производстве. Большое количество самолетов в серии и высокие темпы характерны именно для производства пассажирских самолетов в ближнемагистральном и среднемагистральном сегментах. Также в распоряжении авторов исследования имелись данные о весах отдельных агрегатов самолета A320. Все это дало возможность провести расчет, в ходе которого сравнивались результаты работы модели для A320 с крылом, рассчитанным как оптимальное для A321 (самой большой версии семейства) и заданным при формировании облика A320, и A320 с оптимальным крылом. В результате было установлено, что ошибка в значении максимальной взлетной массы при расчетах для самолета A320 с оптимальным крылом увеличивается до 9,05 %. При этом для дальнемагистрального B777-200 при проведении подобного расчета

ошибка также увеличилась, но не столь значительно – до 6,3 % (т. е. средний рост ошибки для обоих самолетов составляет порядка 20 %). Однако подобной тенденции увеличения ошибки не наблюдалось в случае с B767-300, что, возможно, объясняется неточностями во взятых авторами исходных данных, а также отсутствием у авторов статистических данных по весам агрегатов данного самолета и, как следствие, возможности более тщательной проверки результатов расчетов для этого самолета.

Заключение

Верификация модели показала, что она позволяет формировать облик семейств магистральных пассажирских самолетов с удовлетворительной точностью. В результате проведенного расчета было установлено, что предложенный метод учета факторов формирования семейства при формировании облика пассажирских самолетов дает положительный результат и позволяет снизить ошибки в результатах работы модели.

Таким образом, предлагаемая модель принимает во внимание основные особенности создания семейства магистральных пассажирских самолетов (управление резервами) и обеспечивает их учет при формировании обликов новых магистральных пассажирских самолетов. Данная модель формирования облика была создана с учетом взаимных связей между этапами внешнего и концептуального проектирования.

Она предназначена для работы в рамках системы моделей решения задачи формирования парка пассажирских магистральных самолетов с учетом наличия в парке семейства, а также для оптимизации параметров самолетов семейства (управления резервами в конструкциях и параметрах крыла и шасси).

Список литературы

1. **Raymer D.P.** Enhancing aircraft conceptual design using multidisciplinary optimization: Doctoral Thesis. Stockholm: Royal Institute of Technology, 2002. 150 p.
2. **Шейнин В.М., Макаров В.М.** Роль модификаций в развитии авиационной техники. М.: Наука, 1982. 226 с.
3. **Степанов А.Н.** Методика проектирования пассажирских самолетов с учетом модификаций. М.: МАИ, 1982. 41 с.
4. **Krauss M.** Variantenentwicklungen bei verkherflugzeugen: Doctoral Thesis. Munich: Technischen Universität München, 1997. 167 p.
5. **Zhuravlev P.V.** Application of fleet creation problems in aircraft pre-design [Электронный ресурс] // Proceedings of the 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Санкт-Петербург, 7–12 сентября 2014 г. URL: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0314_paper.pdf (дата обращения: 13.04.2022).
6. **Журавлев П.В.** Анализ значения модификаций и семейств при проектировании современных пассажирских самолетов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2013. № 188. С. 121–125.
7. **Zhuravlev P., Zhuravlev V.** Significance of modifications for development of passenger airplanes // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2012. Vol. 84, no. 3. Pp. 172–180. DOI: 10.1108/00022661211222021
8. **Raymer D.P.** Aircraft design: A conceptual approach. 6th ed. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2018. 1062 p. DOI: 10.2514/4.104909
9. **Roskam J.** Airplane design. Part I: Preliminary sizing of airplanes. Ottawa: The University of Kansas, 1985. 207 p.
10. **Torenbeek E.** Synthesis of subsonic airplane design. Delft: Delft University Press, Kluwer Academic Publishers, 1982. 598 p. DOI: 10.1007/978-94-017-3202-4
11. **Jenkinson L.R., Simpkin P., Rhodes D.** Civil jet aircraft design. London: Arnold, 1999. 418 p.
12. **Nicolai L.M., Carichner G.E.** Fundamentals of aircraft and airship design. Vol. I – Aircraft design. Blacksburg. VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2010. 907 p.
13. **Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. и др.** Проектирование самолетов / Под ред. С.М. Егера. 3-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1983. 616 с.
14. **Брусов В.С., Баранов С.К.** Оптимальное проектирование летательных аппаратов. Многоцелевой подход. М.: Машиностроение, 1989. 232 с.
15. **Арепьев А.Н.** Концептуальное проектирование магистральных пассажирских самолетов. Выбор схемы и параметров. М.: МАИ, 1996. 95 с.
16. **Арепьев А.Н.** Руководство по проектированию пассажирских самолетов. Т. III. Определение параметров самолета и его частей. 4-е изд. М.: МАИ, 2012. 476 с.
17. **Лисейцев Н.К., Максимович В.З.** Расчет взлетной массы и выбор основных параметров самолета. М.: МАИ, 1990. 52 с.
18. **Киселев В.А.** Вопросы компоновки пассажирских самолетов. М.: МАИ, 1977. 75 с.
19. **Nita M.F.** Contributions to aircraft preliminary design and optimization: Doctoral Thesis [Электронный ресурс] // Bucharest: POLITEHNICA University of Bucharest, Hamburg: Hamburg University of Applied Sciences, 2013. 270 p. URL: http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/OPerA/NITA_DISS_A-C_Preliminary_Design_and_Optimization_2013.pdf (дата обращения: 13.04.2022).
20. **Nita M.F., Scholz D.** Estimating the Oswald factor from basic aircraft geometrical parameters [Электронный ресурс] // German Aerospace Congress, German: Berlin, 10–12 September 2012. ID: 281424. URL: <https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/OPerA/>

OPerA_PUB_DLRK_12-09-10.pdf (дата обращения: 13.04.2022). DocumentID: 281424

21. **Obert E.** Aerodynamic design of transport aircraft. Delft: Delft University Press, 2008. 638 p.

22. **Obert E.** The role of aerodynamics in aircraft design and operation. Delft: Delft University Press, 2008. 904 p.

23. **Скрипниченко С.Ю.** Теоретические основы повышения экономичности полета. М.: Издание ГосНИИ ГА, 2005. 368 с.

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

25. Airbus A320 Aircraft Characteristics Airport and Maintenance Planning. 2020. 388 с. [Электронный ресурс] // Сайт корпорации Airbus. 2020. 388 с. URL: <https://www.airbus.com/sites/g/files/jlcbta136/files/2021-11/Airbus-Commercial-Aircraft-AC-A320.pdf> (дата обращения: 13.04.2022).

References

1. **Raymer, D.P.** (2002). *Enhancing aircraft conceptual design using multidisciplinary optimization: Doctoral Thesis*. Stockholm: Royal Institute of Technology, 150 p.

2. **Sheynin, V.M. & Makarov, V.M.** (1982). [Role of modifications in the development of aircraft]. Moscow: Nauka, 226 p. (in Russian)

3. **Stepanov, A.N.** (1982). [Method of passenger airplanes design taking modification into account]. Moscow: MAI, 41 p. (in Russian)

4. **Krauss, M.** (1997). *Variantenentwicklungen bei verkehrflugzeugen*: Doctoral Thesis. Munich: Technischen Universität München, 167 p. (in German)

5. **Zhuravlev, P.V.** (2014). *Application of fleet creation problems in aircraft pre-design*. Proceedings of the 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Saint-Petersburg. Available at: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0314_paper.pdf (accessed: 13.04.2022).

6. **Zhuravlev, P.V.** (2013). *Analysis of significance of modifications and families for the design of modern passenger airplanes*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 188, pp. 121–125. (in Russian)

7. **Zhuravlev, P. & Zhuravlev, V.** (2012). *Significance of modifications for development of passenger airplanes*. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, vol. 84, no. 3, pp. 172–180. DOI: 10.1108/00022661211222021

8. **Raymer, D.P.** (2018). *Aircraft design: A conceptual approach*. 6th ed. Reston, VA, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 1062 p. DOI: 10.2514/4.104909

9. **Roskam, J.** (1985). *Airplane design. Part I: Preliminary sizing of airplanes*. Ottawa: The University of Kansas, 207 p.

10. **Torenbeek, E.** (1982). *Synthesis of subsonic airplane design*. Delft University Press, Kluwer Academic Publishers, 598 p. DOI: 10.1007/978-94-017-3202-4

11. **Jenkinson, L.R., Simpkin, P. & Rhodes, D.** (1999). *Civil jet aircraft design*. Civil jet aircraft design. London: Arnold, 1999. 418 p.

12. **Nicolai, L.M. & Carichner, G.E.** (2010). *Fundamentals of aircraft and airship design. Vol. I – Aircraft design*. Blacksburg, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 907 p.

13. **Eger, S.M., Mishin, V.F., Liseytsev, N.K. et al.** (1983). [Airplane design], in Eger S.M. (Ed.). 3rd. ed., pererab. i dop. Moscow: Mashinostroyeniye, 616 p. (in Russian)

14. **Brusov, V.S. & Baranov, S.K.** (1989). [Optimal design of aircraft. Multi-purpose approach]. Moscow: Mashinostroyeniye, 232 p. (in Russian)

15. **Arepyev, A.N.** (1996). [Conceptual design of trunk-route passenger airplanes. Selection of configuration and parameters]. Moscow: MAI, 95 p. (in Russian)

16. **Arepyev, A.N.** (2012). [Guidelines for passenger airplanes design. Volume III. Definition of airplane and its parts parameters]. 4th ed. Moscow: MAI, 476 p. (in Russian)

17. **Liseytsev, N.K. & Maksimovich, V.Z.** (1990). [Calculation of take-off weight and se-

lection of main airplane parameters]. Moscow: MAI, 52 p. (in Russian)

18. **Kiselev, V.A.** (1977). [*Problems of layout and passenger airplanes configuration*]. Moscow: MAI, 75 p. (in Russian)

19. **Nita, M.F.** (2013). *Contributions to aircraft preliminary design and optimization: Doctoral Thesis*. Bucharest, POLITEHNICA University of Bucharest, Hamburg, Hamburg University of Applied Sciences, 270 p. Available at: http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/OPerA/NITA_DISS_A-C_Preliminary_Design_and_Optimization_2013.pdf (accessed: 13.04.2022).

20. **Nita, M.F. & Scholz, D.** (2012). *Estimating the Oswald factor from basic aircraft geometrical parameters*. German Aerospace Congress, German, Berlin, 10–12 September 2012. ID: 281424. Available at: https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/OPerA/OPerA_PUB_DLRK_12-09-10.pdf (accessed: 13.04.2022).

21. **Obert, E.** (2008). *Aerodynamic design of transport aircraft*. Delft, Delft University Press, 638 p.

22. **Obert, E.** (2008). *The role of aerodynamics in aircraft design and operation*. Delft, Delft University Press, 904 p.

23. **Skripnichenko, S.Yu.** (2005). [*Theoretical foundations of flight economy improvement*]. Moscow: GoSNII GA, 368 p. (in Russian)

24. **Pogosyan, M.A., Liseytsev, N.K., Strelets, D.Yu. et al.** (2018). [*Airplane design*]. 5th ed., in Pogosyan M.A. (Ed.). Moscow: Innovatsionnoye Mashinostroyeniye, 864 p. (in Russian)

25. **Airbus** (2020). *Airbus A320 Aircraft Characteristics Airport and Maintenance Planning*. Blagnac: Airbus S.A.S., 388 p. Available at: <https://www.airbus.com/sites/g/files/jlcbta136/files/2021-11/Airbus-Commercial-Aircraft-AC-A320.pdf> (accessed 13.04.2022).

Сведения об авторах

Журавлев Павел Владимирович, старший преподаватель кафедры внешнего проектирования и эффективности авиационных комплексов Московского авиационного института (национального исследовательского университета), pvzhuravlev@mail.ru.

Журавлев Владимир Николаевич, кандидат технических наук, доцент кафедры внешнего проектирования и эффективности авиационных комплексов Московского авиационного института (национального исследовательского университета), vn_zhuravlev@mail.ru.

Information about the authors

Pavel V. Zhuravlev, Senior Lecturer at the Department of Pre-Design and Effectiveness of Complex Aviation Systems, Moscow Aviation Institute (National Research University), pvzhuravlev@mail.ru.

Vladimir N. Zhuravlev, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor at the Department of Pre-Design and Effectiveness of Complex Aviation Systems, Moscow Aviation Institute (National Research University), vn_zhuravlev@mail.ru.

Поступила в редакцию 05.05.2022
Принята в печать 22.09.2022

Received 05.05.2022
Accepted for publication 22.09.2022