

Метод интегрированного анализа влияния геометрических параметров носовой части фюзеляжа на характеристики эффективности самолета транспортной категории

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Предложен метод анализа влияния геометрических параметров носовой части фюзеляжа на характеристики эффективности самолета транспортной категории с применением систем интегрированного проектирования (Siemens NX) и инженерного анализа (ANSYS CFX). Созданы унифицированные параметрические модели мастер-геометрии и аэродинамического обтекания фюзеляжа. Усовершенствован метод расчета массы фюзеляжа в первом приближении путем уточненного определения площади омываемой поверхности с помощью параметрической модели мастер-геометрии. Сформирована система критериев эффективности фюзеляжа и самолета в целом. Апробация метода проведена в ходе проектирования самолета для местных авиалиний.

Ключевые слова: фюзеляж, носовая часть фюзеляжа, расчет массы, эффективность, параметрическая модель, изопериметрическая задача, удлинение, самолет местных авиалиний.

Широкое применение систем интегрированного проектирования в современном авиастроении позволило вывести на качественно новый уровень решение различных задач на всех этапах жизненного цикла авиационной техники [1]. Одной из важнейших задач развития авиации является повышение эффективности и конкурентоспособности новых изделий [2], что, в свою очередь, диктует необходимость развития и совершенствования методов параметрического анализа эффективности самолета, применяемых на ранних этапах проектирования путем их реализации с учетом открытых информационных технологий проектирования. Применение таких технологий требует актуализации сложившихся методов расчета и систем критериев эффективности авиационной техники.

Традиционно фюзеляж самолета транспортной категории разделяют на цилиндрическую и сужающиеся носовую и хвостовую части [3]. По причине сложной пространственной конфигурации на этапах предварительного и эскизного проектирования носовую и хвостовую представляют в упрощенной форме, преимущественно варьируя их удлинение как наиболее значимый параметр. В то же время форма носовой части фюзеляжа (НЧФ) в значительной степени влияет на его массовые и аэродинамические характеристики, а значит, и на эффективность самолета в целом.

Совершенствование имеющихся методов параметрического анализа эффективности самолета, применяемых на ранних этапах проектирования, с учетом геометрических параметров НЧФ даст возможность сократить необходимое количество итераций и общее время проектирования. В то же время современное развитие компьютерных систем позволяет использовать методы интегрированного проектирования и параметрического моделирования на самых ранних стадиях создания новой техники, что открывает новые возможности учета дополнительных параметров при выборе рациональных форм агрегатов.

Методы оценки эффективности самолета, применяемые на ранних этапах проектирования, основаны преимущественно на статистических зависимостях аэродинамических и массовых характеристик от геометрических параметров фюзе-

ляжа. При рассмотрении фюзеляжа как единого целого в этих зависимостях недостаточно учтены особенности формы его носовой части.

Для расчета массы фюзеляжа в первом приближении [2,3,4] традиционно используются формулы Шейнина и Бадягина, в которых учтены преимущественно габаритные размеры фюзеляжа и конструктивные особенности центральной и хвостовой частей (размещение основных стоек шасси, крепление двигателей). Формула Киселева для расчета массы фюзеляжа во втором приближении отличается более точным учетом характера нагружения фюзеляжа и возможностью определения массы отдельных элементов его конструкции, однако в ней также не приняты во внимание особенности формы НЧФ. Эти зависимости целесообразно применять для верификации результатов, но для оценки влияния геометрических параметров НЧФ на массу фюзеляжа их использовать невозможно.

Геометрические параметры НЧФ опосредованно учитываются статистическими весовыми формулами [4] и формулой первого приближения Козловского, включающими в себя такой параметр, как площадь омываемой поверхности, однако приведенные зависимости для её расчета также не учитывают параметров носовой части. В то же время с помощью систем интегрированного проектирования площадь омываемой поверхности модели определяется с высокой точностью, что позволяет уточнить расчет массы фюзеляжа в первом приближении с учетом параметров НЧФ

Методы, применяемые для расчета аэродинамических характеристик самолета на этапе предварительного проектирования [9], позволяют учесть такие параметры НЧФ, как удлинение, форма образующих, форма сечения и угол отклонения носовой части от строительной горизонтали фюзеляжа.

Недостатком имеющихся методов является то что форма образующих НЧФ и сечения фюзеляжа рассматривается как качественный параметр, позволяя выбрать только один из нескольких возможных вариантов (коническая, параболическая, эллиптическая, круглая, прямоугольная), а угол отклонения НЧФ учитывается только при расчете коэффициента подъёмной силы. Такой подход не позволяет провести параметрический анализ в полном объеме, однако применим для верификации полученных результатов.

Необходимые данные об аэродинамических характеристиках фюзеляжа с учетом геометрических параметров НЧФ могут быть получены с помощью конечно-элементной модели аэродинамического обтекания фюзеляжа [7].

Целью данной работы является разработка и совершенствование методов анализа влияния геометрических параметров НЧФ на характеристики эффективности самолета транспортной категории в соответствии с методологией интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций.

Для реализации цели работы поставлены следующие **задачи**:

- Создание параметрической модели носовой части в составе фюзеляжа.
- Создание модели аэродинамического обтекания носовой части в составе фюзеляжа.
- Анализ влияния параметров модели на характеристики эффективности фюзеляжа и самолета в целом.
- Верификация полученных результатов.
- Определение рациональных геометрических параметров носовой части самолета для местных авиалиний.

Предложен метод (рис. 1), позволяющий определить в первом приближении характеристики эффективности фюзеляжа и самолета в целом на основании его массовых и аэродинамических характеристик с учетом особенности формы НЧФ с помощью параметрической трехмерной модели фюзеляжа и конечно-элементной аэродинамической модели его обтекания.



Рис. 1. Схема метода интегрированного параметрического анализа влияния геометрических параметров носовой части фюзеляжа на характеристики эффективности самолета транспортной категории

Сформулируем исходные данные для выполнения анализа. Поскольку НЧФ является составной частью самолета, параметрический анализ зависимости характеристик эффективности самолета от её геометрических параметров проводят на основе результатов предварительного проектирования и автоматизированного формирования облика самолета в целом [8], выполненных в соответствии с тех-

ническим заданием на проектирование самолета. Такими результатами являются концепция, общий вид, расчет массы и аэродинамических характеристик самолета в первом приближении.

В связи с необходимостью обоснованного выбора взаимно согласованных исходных данных в данной работе в качестве прототипа принят самолет местных воздушных линий, описанный ранее [5]. На рис. 2 показан общий вид самолета и модель его мастер-геометрии.

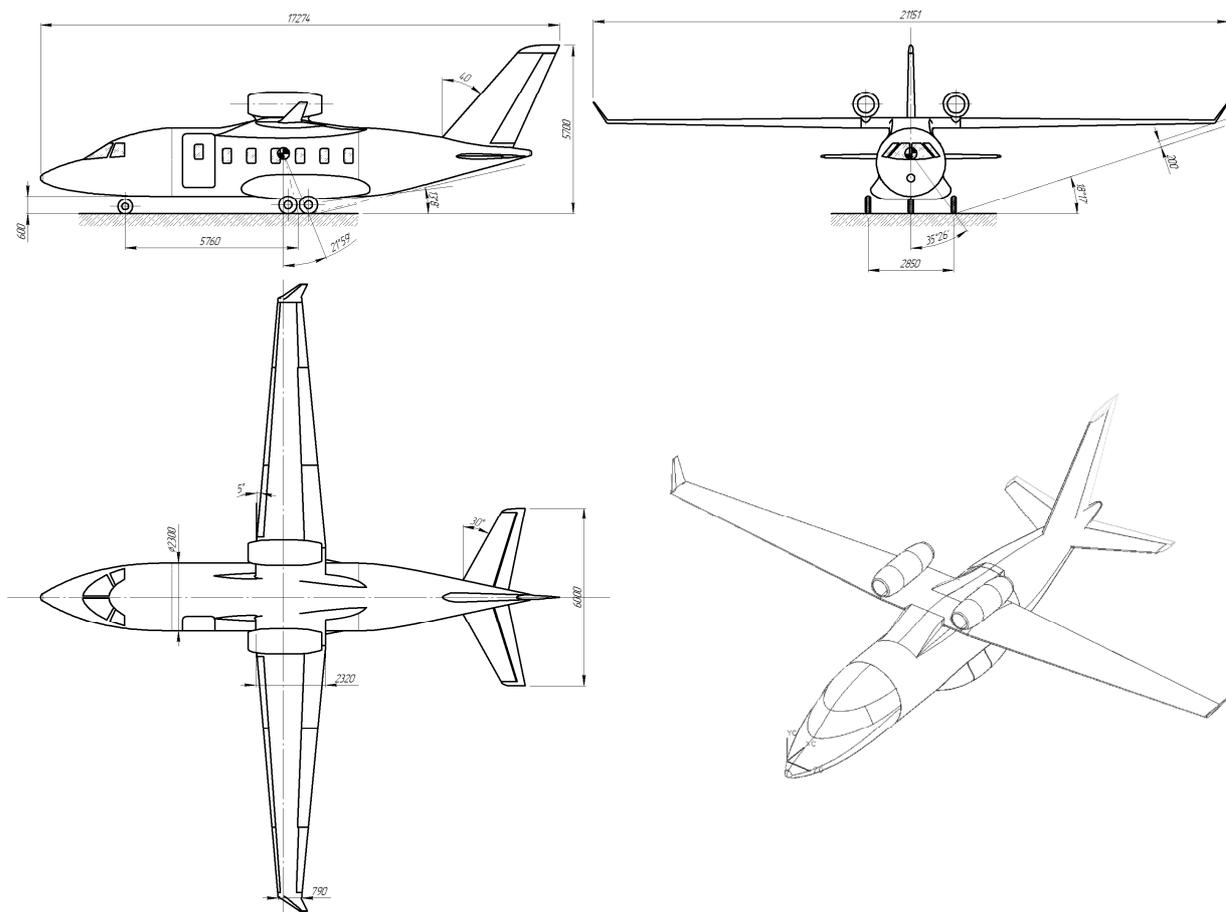


Рис. 2. Общий вид и модель мастер-геометрии самолета-прототипа

Основные летно-технические геометрические и весовые характеристики прототипа приведены в табл. 1.

Сформируем систему критериев оценки характеристик эффективности фюзеляжа и самолета в целом. В соответствии с широко применяемым в проектировании авиационной техники системным подходом [2,3] для оценки эффективности подсистемы необходимо рассмотреть влияние её параметров на характеристики систем, частью которых она является. Для НЧФ такими системами являются фюзеляж и самолет в целом. На основе характеристик их эффективности необходимо сформировать систему критериев, позволяющую наиболее полно и разносторонне оценить эффективность самолета. Состав такой системы и значимость каждого из критериев различны в зависимости от назначения самолета, этапа стадии разработки и типа проводимого анализа.

Таблица 1

Летно-технические характеристики		
Количество пассажиров, чел. (либо масса платной нагрузки, кг)	19 (2000)	
Двигатель:		
- тип	Williams FJ44-4-SE2 RevNC	AI-25 2E
- количество×взлетная тяга, кН (кгс) (H=0, CA+15°C)	2×16,025 кН (2×1632,9кгс)	2×14,7 кН (2×1500, кгс)
Скорость, км/ч:		
- максимальная	800	
- крейсерская	750	
Крейсерская высота, км:	11	
Практическая дальность, км:		
- с максимальной платной нагрузкой	1500	
- с пассажирами	1500	
- без груза и пассажиров	2500	
ВПП (сухой бетон, H=0, CA), м	500	
Состав экипажа:	- командир ВС, - второй пилот - бортпроводник	
Аэродинамическое качество на крейсерском режиме полета	17	
Топливная эффективность, кг/пас.км	0,0245	
Геометрические		
Площадь крыла S, м ²	34,75	
Размах крыла L, м	15,66	
Длина фюзеляжа L _ф , м	16,1	
Диаметр фюзеляжа D _ф , м	2,3	
Удлинение фюзеляжа λ _ф	7	
Удлинение носовой части	1,9	
Удлинение хвостовой части	3	
Массовые характеристики		
Взлетная масса m ₀ (m _{взл}), кг	10972	
m _{пуст} , кг	5370	
m _к , кг	3265	
m _ф , кг	1255	

Сложившаяся система критериев эффективности авиационной техники [2,3,4] включает в себя частные (геометрические, массовые, аэродинамические) и интегральные (экономические, эксплуатационные, энергетические) критерии. С точки зрения коммерческого применения эффективность самолета транспортной категории наиболее полно оценивается экономическими критериями, учитывающими расходы на всех этапах жизненного цикла самолета по отношению к прогнозируемой прибыли от грузоперевозок. Однако их использование (так же, как и эксплуатационных) на ранних стадиях проектирования осложнено большим количеством переменных не зависящих непосредственно от рассматриваемых геометрических параметров. Поэтому в качестве интегральных критериев на этапах

предварительного и эскизного проектирования целесообразно применять транспортную и топливную эффективность самолета.

В то же время интегральная оценка не позволяет выявить и наглядно проследить непосредственное влияние отдельных параметров на характеристики эффективности. Оценка эффективности с точки зрения различных критериев позволяет детально и всесторонне рассмотреть влияние параметров НЧФ на характеристики эффективности самолета.

В качестве геометрических характеристик фюзеляжа рассмотрены его объем и площадь омываемой поверхности. С объемом фюзеляжа непосредственно связан объем полезного внутреннего пространства: пассажирских, грузовых и пилотских кабин, отсеков для оборудования и багажа. Несмотря на то, что требования к размерам кабин меняются дискретно и малые изменения объема зачастую не приводят к кардинальным изменениям их компоновки, именно объем незанятого пространства существенно влияет на комфорт кабин [12] для пассажиров и удобство эксплуатации для персонала. Таким образом, при равных значениях прочих характеристик необходимо стремиться к увеличению внутреннего объема фюзеляжа.

Поскольку фюзеляж является тонкостенной панелированной конструкцией, находящейся непосредственно в набегающем потоке, увеличение площади его омываемой поверхности приводит к росту массы фюзеляжа и аэродинамического сопротивления трения.

Противоречивые требования к данным характеристикам позволяют оценить объемно-поверхностную эффективность формы фюзеляжа основываясь только на их соотношении. Несмотря на то, что такого рода геометрические задачи являются классическими [10], их решение не всегда тривиально. Очевидный в данном случае критерий объема на единицу площади не дает максимума для характерной сферической формы, что свидетельствует о необходимости применения изопериметрических коэффициентов [11] в качестве критериев геометрической эффективности. Для плоской задачи изопериметрический коэффициент $E_n = 4\pi \cdot A/L^2$ (где A – площадь, L – периметр контура фигуры), для трехмерной задачи $E_{оп} = 36\pi \cdot V^2/S^3$ (где V – объем, S – площадь поверхности фигуры). Данные критерии приобретают максимальные значения ($E_n = E_{оп} = 1$) для окружности и сферы. Для поверхности фюзеляжа такой критерий объемно-поверхностной эффективности не всегда имеет максимум в характерном диапазоне значений параметров.

Аэродинамическая эффективность фюзеляжа характеризуется коэффициентами сопротивления и подъемной силы на крейсерском режиме полета. Крейсерское аэродинамическое качество самолета в целом позволяет оценить влияние изменения характеристик фюзеляжа на аэродинамическую эффективность самолета.

Масса фюзеляжа определена в первом приближении. Уточнена взлетная масса самолета, определены относительные массы фюзеляжа и конструкции. Влияние массы фюзеляжа на массу других агрегатов не учитывалось ввиду незначительного диапазона её изменения. Кроме того, рассмотрена зависимость поверхностной плотности фюзеляжа ($q_{\phi} = m_{\phi}/S_{ом}$) от параметров НЧФ, а также определена объемно-массовая эффективность фюзеляжа $E_{ом} = 3,28 \cdot 10^6 \cdot V^2/m_{\phi}^3$ (где V – объем, m_{ϕ} – масса фюзеляжа), учитывающая описанную выше взаимосвязь его геометрических характеристик.

На основании полученных зависимостей аэродинамических и массовых характеристик рассмотрим интегральные критерии эффективности.

Для оценки комплексного влияния аэродинамических и массовых характеристик на эффективность самолета применяют интегральные критерии эффективности. В качестве одного из требований техническим заданием оговорен максимальный допустимый расход топлива на пассажиро-километр на крейсерском режиме полета $c_p = m_T / (L_{кр} n_{пас})$ (где m_T – масса топлива, кг расходуемого на крейсерском режиме полета; $L_{кр}$ – протяженность кресерского полета, км; $n_{пас}$ – количество пассажиров), характеризующий топливную эффективность пассажирского самолета. Поскольку в данном исследовании количество пассажиров постоянно, модифицируем данный критерий и рассмотрим километровый расход топлива на единицу внутреннего объема фюзеляжа (V , м³) $c_v = m_T / (L_{кр} V)$, что позволит учесть положительный эффект от увеличения объема кабины.

В качестве интегрального критерия эффективности рассмотрена также транспортная эффективность самолета $q_m = m_{к.н} L V_p / (m_{п.сн} m_m)$, где $m_{к.н}$ – масса коммерческой нагрузки, кг; L – дальность полета, км; $m_{п.сн}$ – масса пустого снаряженного самолета, кг; m_m – масса топлива, кг. Данный критерий, обладая большей чувствительностью к крейсерской скорости и массе пустого снаряженного самолета, более полно учитывает назначение самолета как транспортного средства. Однако поскольку характер его зависимости от параметров НЧФ обратно пропорционален и аналогичен зависимости расхода топлива на пассажиро-километр, в результатах показан только последний.

В связи с многообразием предъявляемых требований и функциональных зон НЧФ [6] описывается составной поверхностью двойной кривизны, обладающей большим количеством геометрических параметров, определяемых на этапе предварительного проектирования преимущественно статистическим методом. Анализ влияния изменения каждого из параметров и всех возможных их сочетаний представляет собой задачу параметрического анализа нескольких функций нескольких переменных, при этом количество расчетов (включающих в себя переключение геометрической и аэродинамической модели) для каждой из функций равно количеству параметров в степени, равной числу их значений. Для рассматриваемой модели при построении зависимостей по четырем значениям необходимо выполнить до 10^4 расчетов, что представляет собой определенные сложности с точки зрения затрат времени на необходимые ручные операции в процессе автоматизированного перестроения моделей и анализ результатов.

Таким образом, для эффективного решения поставленной задачи целесообразно:

- сокращение количества рассматриваемых параметров путем упрощения модели фюзеляжа;
- создание унифицированных параметрических моделей, позволяющих сократить количество операций с участием пользователя, насколько это возможно;
- выработка последовательности расчета позволяющей перейти от многопараметрической задачи к ряду однопараметрических.

Для упрощения и унификации параметрической модели приняты следующие допущения:

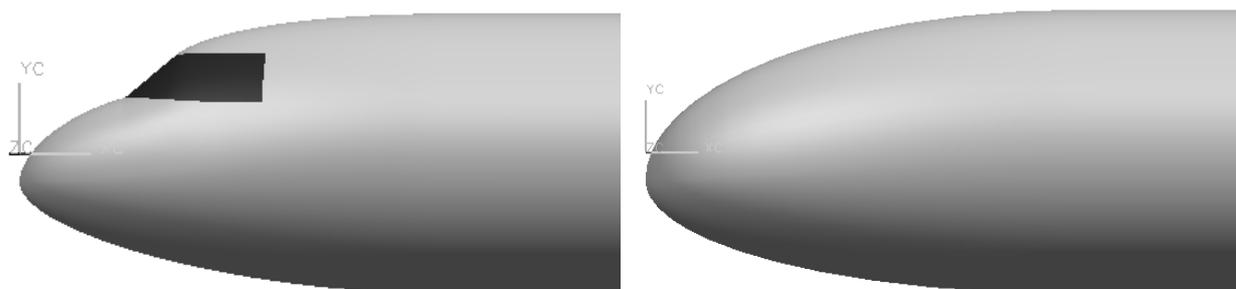
- 1) поверхность фюзеляжа симметрична относительно вертикальной плоскости симметрии (XY);
- 2) искажение поверхности размещением фонаря кабины пилотов незначительно, его влияние на характеристики эффективности фюзеляжа в рассчи-

танные в первом приближении учитывается при построении эквивалентной кривой второго порядка;

- 3) форма сечения фюзеляжа постоянна по всей его длине.

Первое допущение является общепринятым на этапах предварительного и эскизного проектирования, поскольку для подавляющего большинства современных самолетов транспортной категории отклонения от симметричности агрегатов связаны с размещением обтекателей элементов систем сравнительно малого размера.

Второе допущение характерно для этапа предварительного проектирования, в процессе которого геометрические параметры фонаря кабины пилотов (положение, габаритные размеры и угол отклонения остекления от вертикальной оси) определяют на основании статистических данных (с учетом ограничений, заданных нормативной технической документацией) и не учитывают в расчете массы фюзеляжа первого приближения. Количественно оценить погрешность, вносимую данным допущением, позволяет сравнение геометрических характеристик моделей фюзеляжа со сложной ломаной направляющей и ей гладкой кривой второго порядка, обеспечивающей эквивалентный объем фюзеляжа (рис. 3). При разности объема 0.084% площадь поверхности отличается на 0.158%.



а - $V = 47.63$, $S_{om} = 94.83$;

б - $V = 47.67$, $S_{om} = 94.98$

Рис. 3. Сравнение геометрических характеристик фюзеляжа со сложной ломаной направляющей (а) и эквивалентной ей гладкой кривой (б)

Таким образом, упрощение модели НЧФ позволяет сократить количество рассматриваемых параметров путем аппроксимации ломаной направляющей, учитывающей параметры остекления кривой второго порядка. Требования к геометрическим параметрам фонаря тесно связаны с компоновкой кабины пилотов, поэтому детальный анализ их влияния на характеристики эффективности фюзеляжа и самолета в целом целесообразно выполнять на этапе эскизного проектирования в виде отдельного исследования.

Третье допущение также связано с необходимостью формализации описания формы фюзеляжа и сокращения рассматриваемых параметров. Поскольку выбор формы сечения центральной части связан с величиной расчетного давления герметичной кабины, форма сечения НЧФ часто совпадает с ней.

Параметрическая модель фюзеляжа построена методом «Поверхность по сечениям» (Section surface). Образующие кривые сечения поверхности фюзеляжа представлены двумя кривыми второго порядка (верхней и нижней), отраженными симметрично. Направляющие кривые поверхности хвостовой части представлены тремя кривыми второго порядка (верхней, нижней боковой). Направляющие кривые носовой части являются тремя кривыми второго порядка (верхней, нижней боковой). На рис. 4 изображен теоретический чертеж параметрической модели

фюзеляжа, для верхней направляющей НЧФ показана ломаная направляющая кривая с учетом геометрических параметров фонаря k_2 и эквивалентная ей кривая второго порядка k_1 , используемая при построении модели, обеспечивающая объем модели, равный исходному.

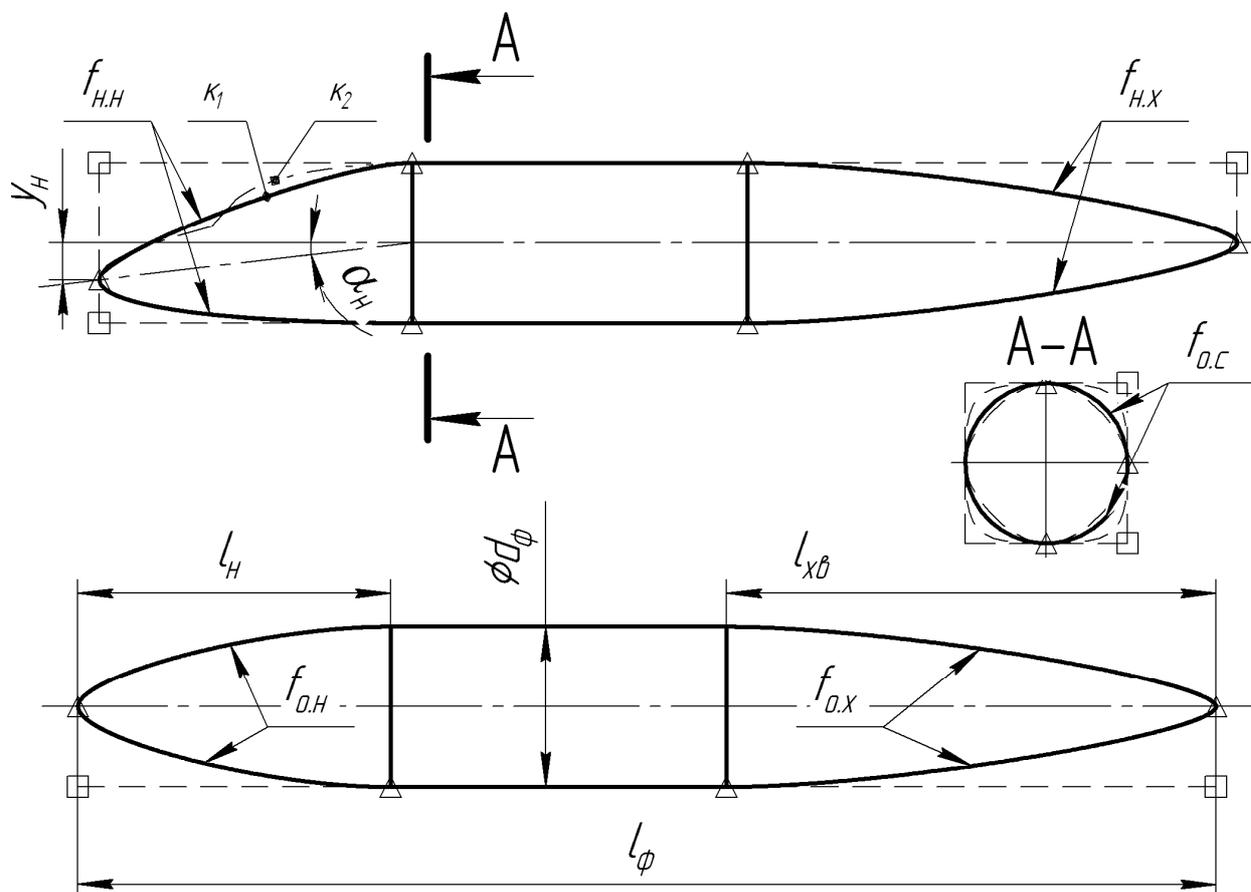


Рис. 4. Теоретический чертеж параметрической модели фюзеляжа

В качестве постоянных параметров модели заданы:

- диаметр фюзеляжа $d_\phi = 2,3 \text{ м}$;
- удлинение фюзеляжа $\lambda_\phi = 7$;
- удлинение хвостовой части $\lambda_x = 3$;
- инженерный дискриминант направляющих хвостовой части $f_{H.X} = 0,3$.

Переменными параметрами являются:

- удлинение НЧФ λ_n ;
- инженерный дискриминант образующих сечения $f_{\phi.C}$;
- инженерный дискриминант направляющих носовой части $f_{H.H}$;
- относительное отклонение НЧФ \bar{y}_H .

Для обеспечения независимости геометрических параметров модели от абсолютных размеров рассмотрены их относительные величины $\lambda_n = l_n/l_\phi$, $\bar{y}_H = y_H/d_\phi$. Используемый параметр «относительное отклонение НЧФ» (\bar{y}_H) соответствует ранее применяемому параметру «угол отклонения НЧФ», однако обеспечивает более постоянные характеристики модели, поскольку не зависит от удлинения НЧФ.

В процессе выполнения трехмерного параметрического моделирования применена система интегрированного проектирования Siemens NX. Параметриче-

ский анализ проведен в соответствии с матрицей параметров, приведенной в табл. 2. Диапазоны изменения параметров выбраны с учетом их статистических значений для самолетов данного типа. Начальные значения выбраны из соображений обеспечения наглядности полученных зависимостей. Для оперативного автоматизированного внесения изменений параметры заданы в виде переменных модели. Расчет был проведен последовательно для различных значений каждой из переменной при базовых значениях прочих, что позволило сократить количество рассматриваемых конфигураций.

Таблица 2

Матрица геометрических параметров НЧФ

Параметр	Обозначение	Базовое значение	Диапазон изменения
Удлинение НЧФ	λ_n	1,5	1...2,5
Инженерный дискриминант направляющих	$f_{н.н}$	0,4142	0,3...0,6
Инженерный дискриминант образующих	$f_{о.с.}$	0,4142	0,35...0,6 ⁰
Относительное отклонение НЧФ (угол отклонения НЧФ, град)	\bar{y}_n (α_n)	0	0,3...0 (-17...0 ⁰)

1. Создание конечно-элементной модели аэродинамического обтекания фюзеляжа

Унифицированная конечно-элементная модель аэродинамического обтекания фюзеляжа создана в среде *Workbench* системы инженерного анализа *ANSYS Multiphysics* с помощью модуля *Fluid Flow CFX*. Для каждого из рассмотренных вариантов была выполнена подготовка геометрической модели расчетной области (*Design Modeler*) с размерами 12x12x36 м, создана конечно-элементная модель (рис. 5) с измельчением сетки в пограничном слое и количеством элементов около $5 \cdot 10^4$, заданы граничные условия. Параметры аэродинамической среды были заданы в соответствии с ГОСТ 4401-81 «Международная стандартная атмосфера». В качестве модели турбулентности выбрана стандартная *k-ε* модель, обеспечивающая высокую точность результатов при больших числах Рейнольдса и значительном изменении параметра y^+ в пределах модели. Расчет проведен для крейсерского режима полета $H=11$ км, $V_{кр} = 750$ км/ч. Для вывода и визуализации результатов расчета применяли компонент *CFD-Post* модуля *CFX* (рис. 6).

В качестве контрольных параметров рассмотрены проекции равнодействующей аэродинамических сил. Все рассмотренные конфигурации обладают симметрией относительно плоскости $XcYc$, поэтому величина проекции равнодействующей аэродинамических сил на ось Z не превышала 30 Н, что близко к нулю относительно величины проекции на ось X (до 12 кН), величина проекции на ось Y также была незначительной (до 50 Н) для вариантов конфигурации, симметричных относительно плоскости $XcYc$.

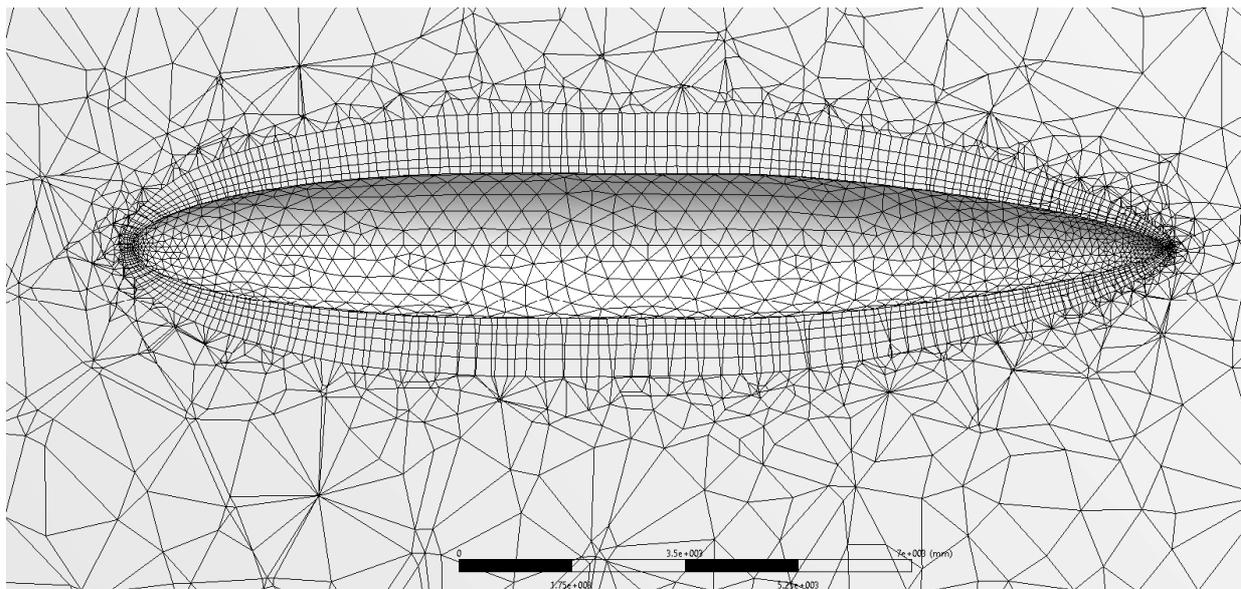


Рис. 5. Фрагмент унифицированной конечно-элементной модели аэродинамического обтекания фюзеляжа

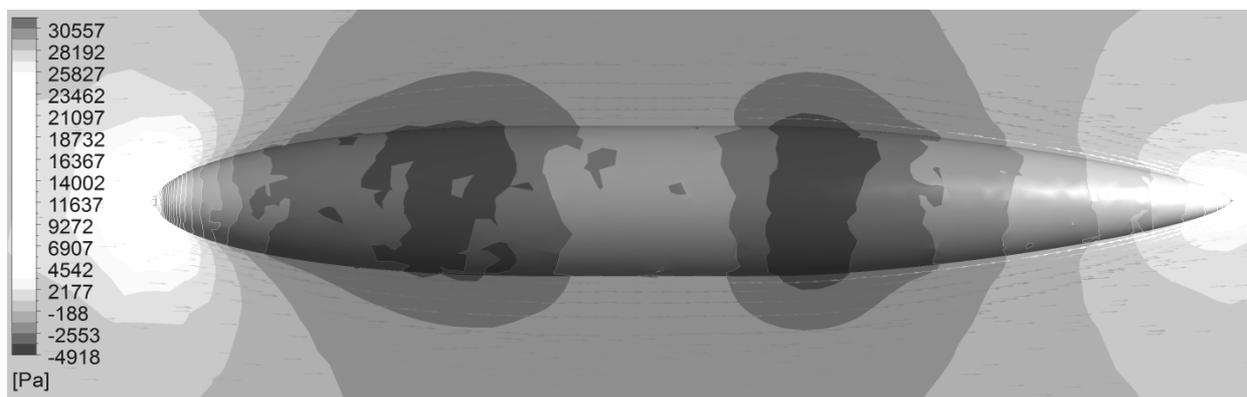


Рис. 6. Визуализация характера распределения аэродинамического давления по поверхности фюзеляжа средствами компонента CFD-Post модуля CFX

Количественную верификацию результатов проводили путем сравнения полученных аэродинамических характеристик фюзеляжа со справочными, определенными согласно методике [9]. В табл. 3 приведены значения аэродинамических характеристик фюзеляжа (отнесённые к площади крыла) для различных значений удлинения НЧФ. Полученная погрешность не превосходит 5%, что допустимо на этапе предварительного проектирования. При получении более точных данных натурного аэродинамического эксперимента возможно дальнейшее уточнение модели.

Таблица 3
Верификация модели аэродинамического обтекания

Удлинение НЧФ λ_n	$C_{x_{расч}}$	$C_{x_{спр}}$	Отклонение ε , %
1	0,01832	0,01853	-1,1
1,5	0,01554	0,01516	2,5
2	0,01427	0,01386	2,9
2,5	0,01352	0,01361	-0,7

2. Расчет массы фюзеляжа

Для определения массы фюзеляжа применена формула первого приближения Козловского [2]:

$$m_{\phi} = (d_{\phi} + 3.5) \cdot S_{om} + 0.0125 \cdot m_0 + 0.1 \cdot m_{п.н} + 0.4 \cdot 10^{-3} \cdot \lambda_{\phi} \cdot S_{om}^2 + 135 \cdot d_{\phi} + 25 \cdot (10^{-3} \cdot m_0)^{3/4},$$

где S_{om} – площадь омываемой поверхности фюзеляжа, d_{ϕ} – диаметр фюзеляжа, m_0 – взлетная масса самолета, $m_{п.н}$ – масса полезной нагрузки, λ_{ϕ} – удлинение фюзеляжа. Значения коэффициентов, учитывающих положение шасси и двигателей, здесь выбраны в соответствии с компоновкой рассматриваемого самолета местных авиалиний. Определение площади омываемой поверхности с помощью предложенной параметрической модели мастер-геометрии фюзеляжа позволило учесть влияние геометрических параметров НЧФ на массу фюзеляжа.

В качестве верификации предлагаемого метода определения массы проведено сравнение (табл.4) массы самолета прототипа рассчитанной по данному методу, по статистической зависимости, другим формулам первого приближения и в соответствии с методом расчета массы фюзеляжа во втором приближении Киселева [2].

Таблица 4

Верификация расчета массы фюзеляжа

Формула	m_f	Отклонение ε , %
Статистическая	1387	10.4
Козловского	1250	-
Шейнина	1271	1.7
Бадягина	1211	-3.2
Киселева	1235	-1.2

Полученные отклонения вполне приемлемы для расчетов первого приближения. Для более простых статистических формул наблюдается некоторое завышение массы, в то время как снижение массы характерно для более точного метода второго приближения.

Таким образом, предлагаемый метод позволяет рассчитать в первом приближении топливную эффективность самолета на основании его массовых и аэродинамических характеристик с учетом особенности формы НЧФ с помощью параметрической трехмерной модели фюзеляжа и конечно-элементной аэродинамической модели его обтекания.

Рассмотрим результаты определения характеристик эффективности рассматриваемого самолета для местных авиалиний.

Ниже приведены графики влияния геометрических параметров НЧФ на характеристики эффективности фюзеляжа и самолета в целом (рис.7-27). Для базовых характеристик, полученных в результате моделирования (их значения на графиках показаны точками), проведена аппроксимация зависимостей линейными либо квадратичными функциями. Производные характеристики получены расчетным путем.

Влияние удлинения НЧФ на характеристики фюзеляжа и самолета

Для получения сравнимых результатов изменение удлинения НЧФ рассмотрено при постоянном удлинении хвостовой части и фюзеляжа в целом. Площадь оmyаемой поверхности S_{OM} и объем внутреннего пространства фюзеляжа V (рис. 7) связаны с удлинением НЧФ λ_H обратно пропорциональными зависимостями. Для аппроксимации достаточно использовать линейные функции

$$S_{OM} = 102,3 - 3,954 \lambda_H \text{ и } V = 53,54 - 3,178 \lambda_H.$$

Коэффициент детерминации R^2 не ниже 0,9995. Изменение удлинения в рассматриваемом диапазоне приводит к изменению рассматриваемых характеристик на 6,16 и 9,78% соответственно.

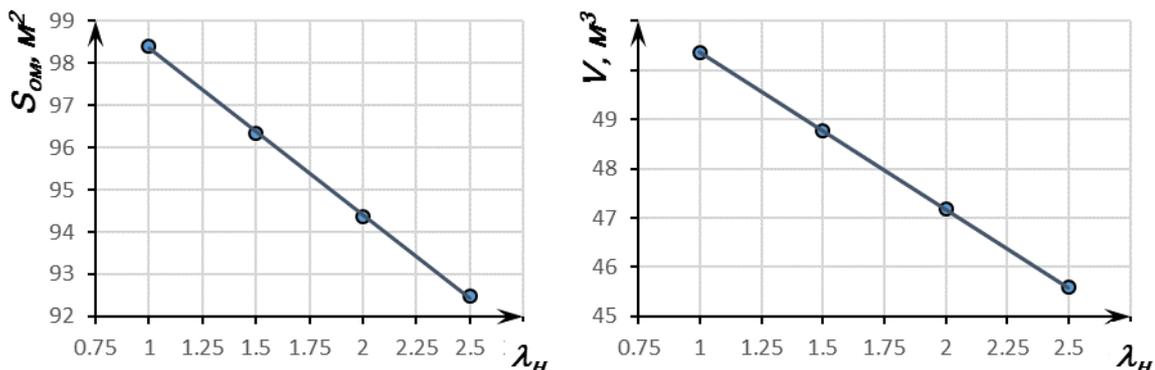


Рис. 7. Влияние удлинения НЧФ на геометрические характеристики фюзеляжа

Коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа c_x в системе самолета снижается с увеличением удлинения НЧФ, соответственно аэродинамическое качество K возрастает (рис. 8). При аппроксимации зависимости коэффициента лобового сопротивления фюзеляжа от удлинения НЧФ квадратичной функцией

$$c_x = 0,002 \lambda_H^2 - 0,0103 \lambda_H + 0,0265.$$

Коэффициент детерминации R^2 составляет 0,9963, что свидетельствует о достаточной точности модели.

Аэродинамическое качество самолета рассчитано с учетом аэродинамических характеристик самолета прототипа и полученных значений коэффициента лобового сопротивления фюзеляжа. Изменение удлинения в рассматриваемом диапазоне приводит к изменению коэффициента лобового сопротивления фюзеляжа на 30,9% и аэродинамического качества самолета на 14,7%.

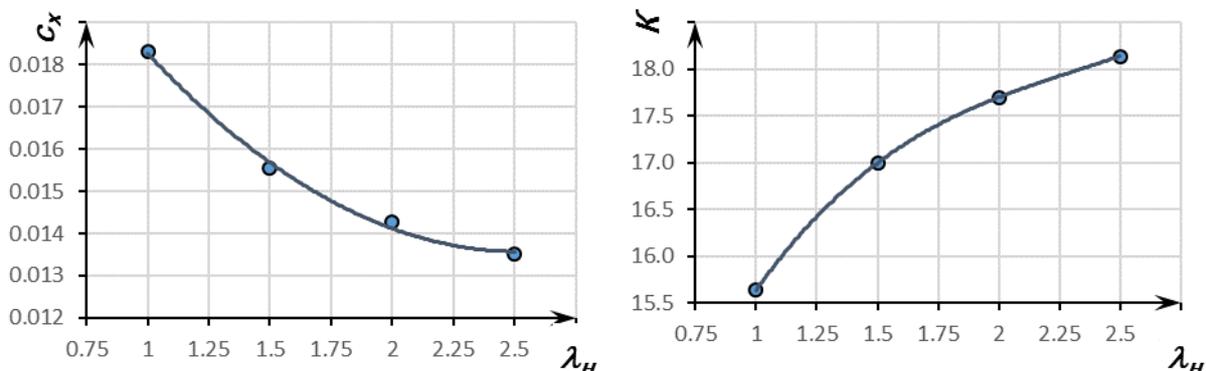


Рис. 8. Влияние удлинения НЧФ на аэродинамические характеристики

Уменьшение площади поверхности приводит к снижению общей массы конструкции фюзеляжа m_{ϕ} с увеличением удлинения НЧФ, однако поверхностная плотность конструкции фюзеляжа при этом возрастает (рис. 9). Для аппроксимации зависимости массы фюзеляжа от удлинения НЧФ достаточно использовать линейную функцию

$$m_{\phi} = 1316 - 25,044 \lambda_{Н}.$$

Коэффициент детерминации R^2 составляет 0,9995. Прочие зависимости характеристик весовой эффективности также носят линейный характер и могут быть определены исходя из массы фюзеляжа.

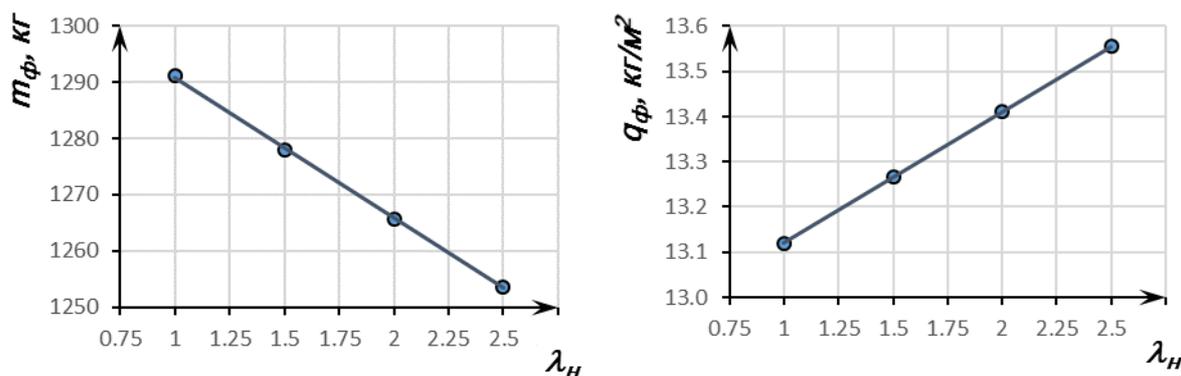


Рис. 9. Влияние удлинения НЧФ на массовые характеристики фюзеляжа

Изменение удлинения в рассматриваемом диапазоне приводит к изменению массы конструкции фюзеляжа на 2,9%, относительной массы конструкции самолета на 1,01% и поверхностной плотности конструкции q_{ϕ} на 3,28%.

Описанные выше изменения характеристик эффективности существенно влияют на расход топлива на пассажиро-километр и на километровой расход топлива на единицу объема фюзеляжа (рис. 10). Значения обоих параметров снижаются при увеличении удлинения НЧФ в рассматриваемом диапазоне, однако удельный расход топлива самолета по внутреннему объему фюзеляжа имеет минимум при удлинении НЧФ около 1,88.

Изменение удлинения в рассматриваемом диапазоне приводит к изменению расхода топлива на пассажиро-километр c_p на 15,32%, а километровой расхода топлива на единицу объема фюзеляжа c_v – на 5,37%.

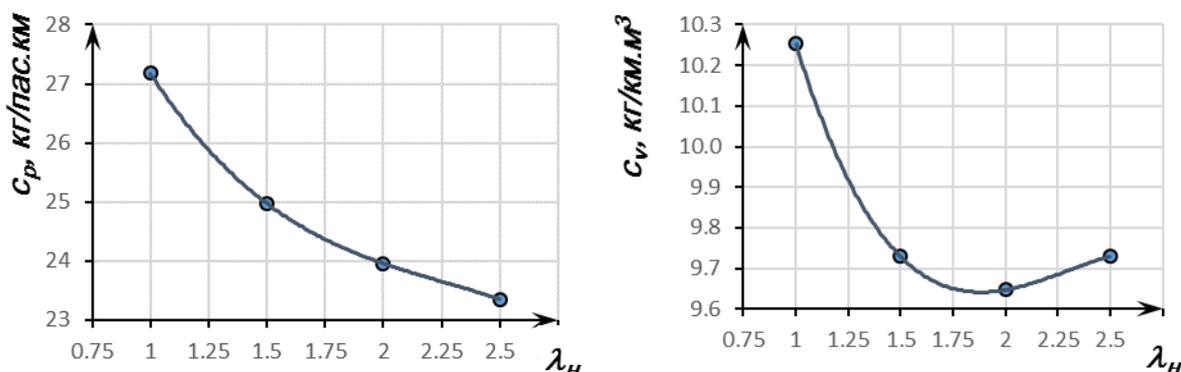


Рис. 10. Влияние удлинения НЧФ на расход топлива самолета

Показатели геометрической эффективности формы снижаются с ростом удлинения НЧФ (рис. 11), при этом зависимость объемно-поверхностной эффек-

тивности $E_{оп}$ имеет горизонтальный участок, указывающий на наличие максимума в диапазоне $\lambda_H = 1,2 \dots 1,3$.

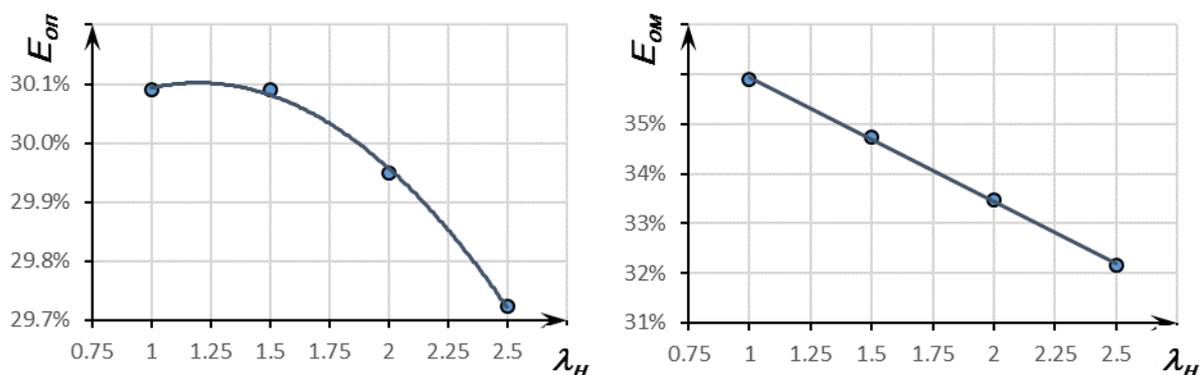


Рис. 11. Влияние удлинения НЧФ на характеристики геометрической эффективности формы фюзеляжа

Влияние инженерного дискриминанта направляющих поверхности НЧФ на характеристики фюзеляжа и самолета

Площадь омываемой поверхности $S_{ом}$ и объем V внутреннего пространства фюзеляжа (рис. 12) связаны с инженерным дискриминантом направляющих (ИДН) НЧФ $f_{н.н}$ прямо пропорциональными зависимостями. Для аппроксимации достаточно использовать линейные функции

$$S_{ом} = 89,606 + 16,169 f_{н.н} \text{ и } V = 44,157 + 11,088 f_{н.н} .$$

Коэффициент детерминации R^2 не ниже 0,9996. Изменение ИДН в рассматриваемом диапазоне приводит к изменению рассматриваемых характеристик на 5,03 и 6,81% соответственно.

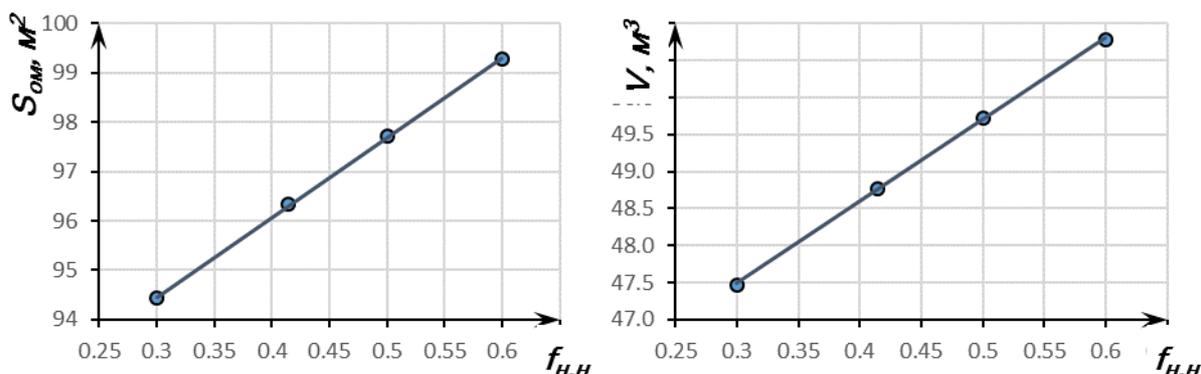


Рис. 12. Влияние ИДН НЧФ на геометрических характеристики фюзеляжа

Коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа c_x в системе самолета растёт с увеличением ИДН, соответственно аэродинамическое качество K снижается (рис. 13). При аппроксимации зависимости коэффициента лобового сопротивления фюзеляжа от ИДН НЧФ квадратичной функцией

$$c_x = -26,822 f_{н.н}^2 + 15,569 f_{н.н} + 15,128 .$$

Коэффициент детерминации R^2 составляет 0,9996, что свидетельствует о достаточной точности модели. Аэродинамическое качество самолета рассчитано с учетом аэродинамических характеристик самолета прототипа и полученных значений коэффициента лобового сопротивления фюзеляжа.

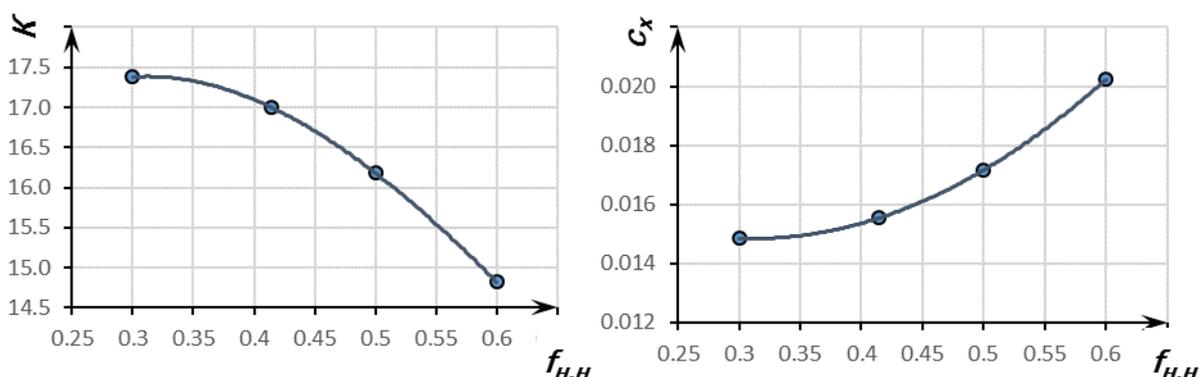


Рис. 13. Влияние ИДН НЧФ на аэродинамические характеристики

Изменение ИДН в рассматриваемом диапазоне приводит к изменению коэффициента лобового сопротивления фюзеляжа на 34,75% и аэродинамического качества самолета на 15,04%.

Увеличение ИДН и площади омываемой поверхности фюзеляжа приводит к увеличению общей массы его конструкции, однако поверхностная плотность конструкции фюзеляжа при этом снижается (рис. 14). Для аппроксимации зависимости массы фюзеляжа m_{ϕ} от ИДН НЧФ $f_{H.H}$ достаточно использовать линейную функцию

$$m_{\phi} = 1235,4 + 102,55 f_{H.H}.$$

Коэффициент детерминации R^2 составляет 0,9998. Прочие зависимости характеристик весовой эффективности также носят линейный характер и могут быть определены исходя из массы фюзеляжа.

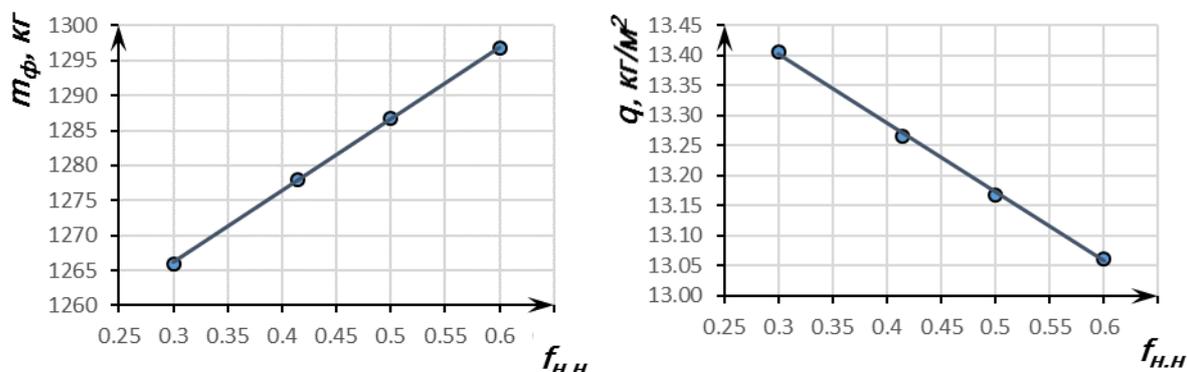


Рис. 14. Влияние ИДН НЧФ на массовые характеристики фюзеляжа

Изменение ИДН в рассматриваемом диапазоне приводит к изменению массы конструкции фюзеляжа на 2,41%, относительной массы конструкции самолета на 0,82% и поверхностной плотности q конструкции на 2,6%.

Описанные выше изменения характеристик эффективности существенно влияют на расход топлива на пассажиро-километр c_p и на расход километровый топлива на единицу объема фюзеляжа c_v (рис. 15). Значения обоих параметров растут при увеличении ИДН НЧФ в рассматриваемом диапазоне, однако километровый расход топлива на единицу объема фюзеляжа c_v имеет минимум при ИДН НЧФ $f_{H.H} \approx 0,4$.

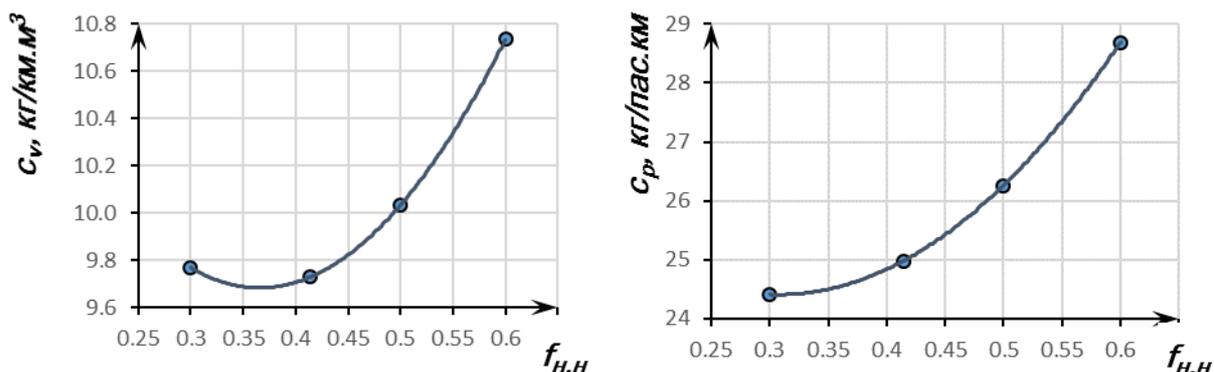


Рис. 15. Влияние ИДН НЧФ на расход топлива самолета

Изменение ИДН в рассматриваемом диапазоне приводит к изменению удельного расхода топлива c_p на 17,17%, а удельного расхода топлива самолета, по объему фюзеляжа c_v – на 9,92%.

Показатели геометрической эффективности формы демонстрируют различные тенденции с ростом ИДН (рис. 16). Объемно-поверхностная эффективность $E_{оп}$ незначительно снижается (0,45%), в то время как объемно-массовая эффективность $E_{ом}$ возрастает на 2,21%.

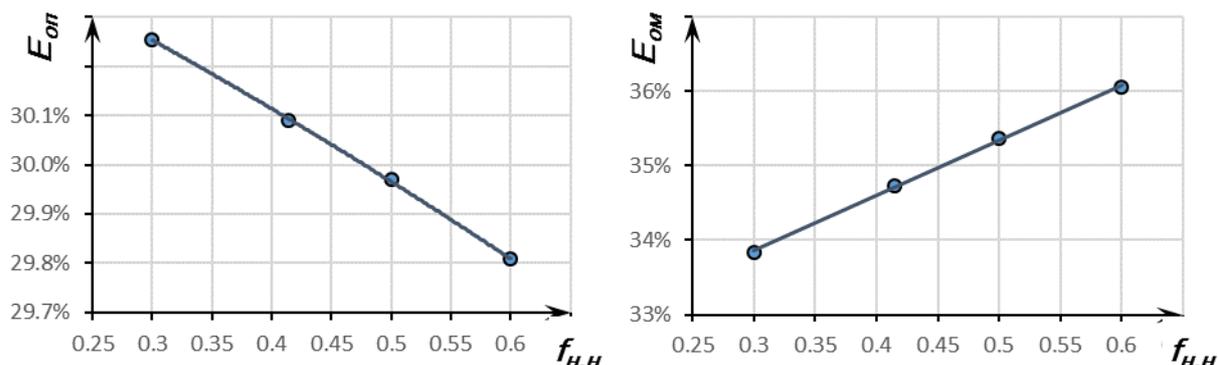


Рис. 16. Влияние ИДН НЧФ на характеристики геометрической эффективности формы фюзеляжа

Влияние инженерного дискриминанта образующих сечения на характеристики фюзеляжа и самолета

Одним из допущений применяемой модели является постоянство формы сечения по длине фюзеляжа. Изменение формы образующих сечения оказывает большее влияние на характеристики фюзеляжа, так как также влияет на форму хвостовой и цилиндрической частей. Особенностью инженерного дискриминанта образующих (ИДС) $f_{o.c}$ является его влияние на площадь миделева сечения, а значит, и на эквивалентный диаметр фюзеляжа, что учтено путем увеличения общей длины фюзеляжа в целях сохранения удлинения и получения сопоставимых аэродинамических характеристик.

Площадь оmyаемой поверхности $S_{ом}$ и объем внутреннего пространства фюзеляжа V (рис. 17) связаны с ИДС НЧФ $f_{o.c}$ прямо пропорциональными зависимостями. Для аппроксимации достаточно использовать линейные функции

$$S_{ом} = 63,196 + 80,14 f_{o.c} \text{ и } V = 24,54 + 58,34 f_{o.c} .$$

Коэффициент детерминации R^2 не ниже 0,9994. Изменение ИДС в рассматриваемом диапазоне приводит к изменению рассматриваемых характеристик на 20,8 и 29,9% соответственно.

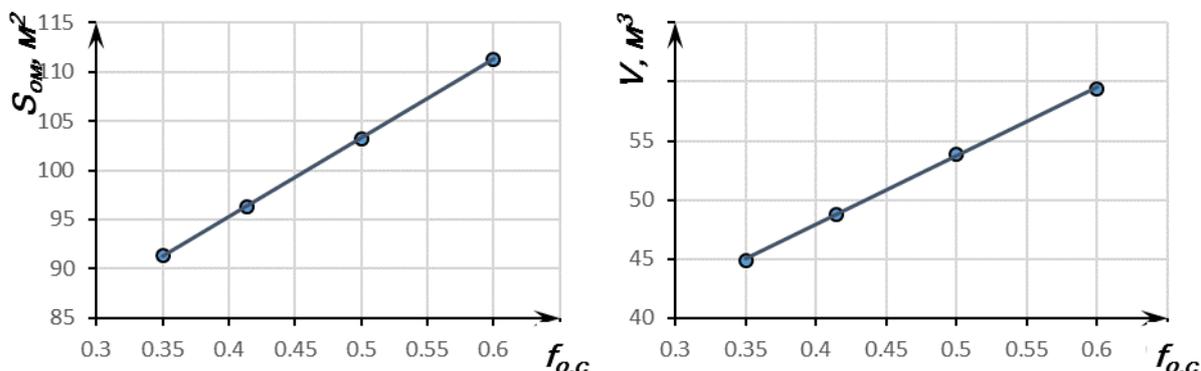


Рис. 17. Влияние ИДС НЧФ на геометрические характеристики фюзеляжа

Коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа в системе самолета c_x растёт с увеличением ИДС $f_{o,c}$, соответственно аэродинамическое качество K снижается (рис. 18). При аппроксимации зависимости коэффициента лобового сопротивления фюзеляжа от ИДН НЧФ квадратичной функцией:

$$c_x = 0,0274 f_{o,c}^2 - 0,0102 f_{o,c} + 0,0154 .$$

Коэффициент детерминации R^2 составляет 0,9798, что свидетельствует о достаточной точности модели.

Аэродинамическое качество самолета рассчитано с учетом аэродинамических характеристик самолета прототипа и полученных значений коэффициента лобового сопротивления фюзеляжа.

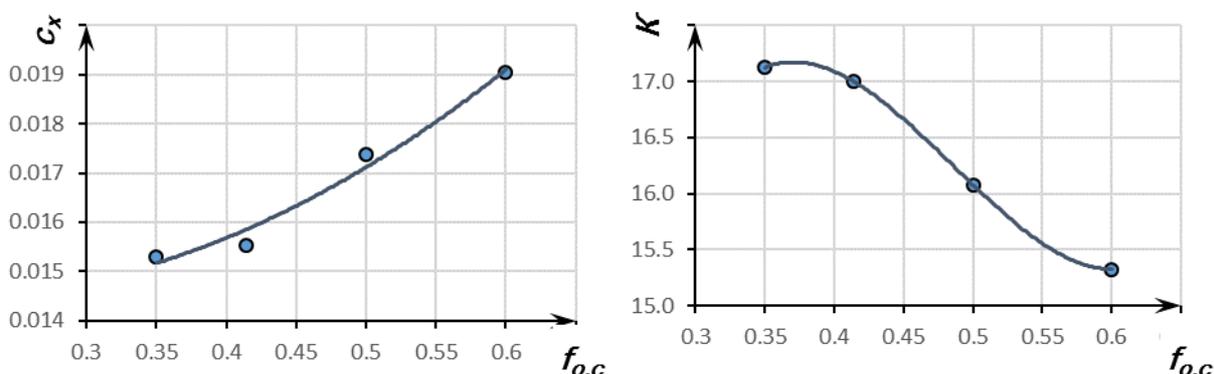


Рис. 18. Влияние ИДС НЧФ на аэродинамические характеристики

Изменение ИДС в рассматриваемом диапазоне приводит к изменению коэффициента лобового сопротивления фюзеляжа на 24,04% и аэродинамического качества самолета на 10,6%.

Увеличение ИДС $f_{o,c}$ и площади оmyаемой поверхности фюзеляжа S_{om} приводит к увеличению общей массы его конструкции m_{ϕ} , однако поверхностная плотность конструкции фюзеляжа q при этом снижается (рис. 19). Для аппроксимации зависимости массы фюзеляжа от ИДС НЧФ достаточно использовать линейную функцию

$$m_{\phi} = 1067,1 + 510,33 f_{o,c} .$$

Коэффициент детерминации R^2 составляет 0,9999. Прочие зависимости характеристик весовой эффективности также носят линейный характер и могут быть определены исходя из массы фюзеляжа.

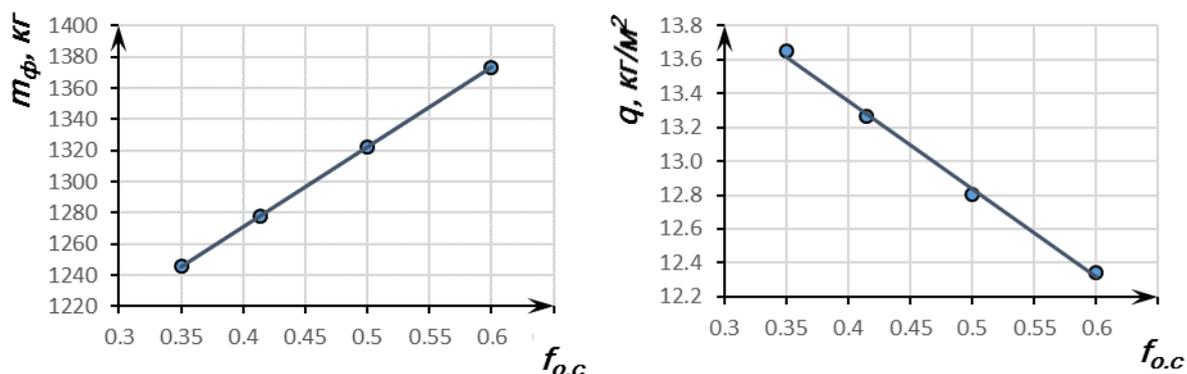


Рис. 19. Влияние ИДС НЧФ на массовые характеристики фюзеляжа

Изменение ИДС в рассматриваемом диапазоне приводит к изменению массы конструкции фюзеляжа на 9,97%, относительной массы конструкции самолета на 3,39% и поверхностной плотности конструкции на 9,87%.

Описанные выше изменения характеристик эффективности существенно влияют на километровый расход топлива самолета c_p и c_v (рис. 20). Значения обоих параметров растут при увеличении ИДС НЧФ в рассматриваемом диапазоне, однако расход топлива на пассажиро-километр c_p имеет минимум при ИДС НЧФ, близком к $f_{o.c} = 0,4$.

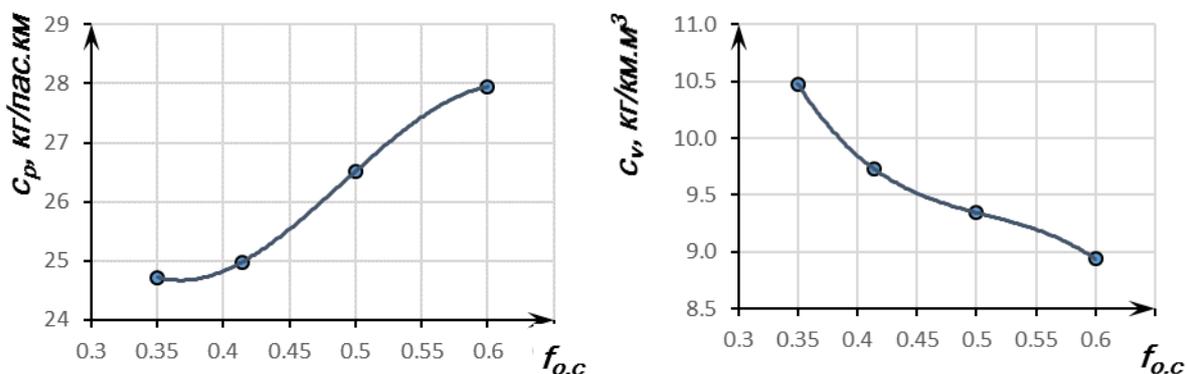


Рис. 20. Влияние ИДС НЧФ на расход топлива самолета

Изменение ИДС в рассматриваемом диапазоне приводит к изменению расхода топлива на пассажиро-километр c_p на 12,92%, а километрового расхода топлива на единицу объема фюзеляжа c_v – на 15,81%.

Показатели геометрической эффективности формы демонстрируют различные тенденции с ростом ИДС (рис. 21). Зависимость объемно-поверхностной эффективности имеет максимум при ИДС $E_{оп} \approx 0,41$, что соответствует круглому сечению фюзеляжа. В целом объемно-поверхностная эффективность незначительно снижается на 1%, в то время как объемно-массовая эффективность $E_{ом}$ возрастает на 9,78%.

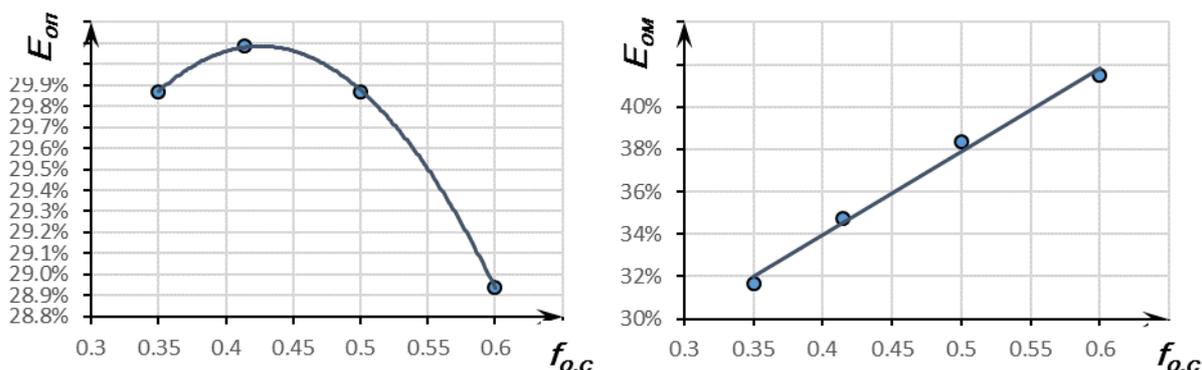


Рис. 21. Влияние ИДС НЧФ на характеристики геометрической эффективности формы фюзеляжа

Влияние относительного отклонения НЧФ на характеристики фюзеляжа и самолета

Площадь оmyаемой поверхности S_{om} и объем внутреннего пространства фюзеляжа V (рис. 22) связаны с относительным отклонением НЧФ \bar{y}_H обратно пропорциональными зависимостями. Для аппроксимации достаточно использовать линейные функции

$$S_{om} = 96,363 - 1,4367 \bar{y}_H \text{ и } V = 48,819 - 1,79 \bar{y}_H .$$

Коэффициент детерминации R^2 не ниже 0,9802. Изменение относительного отклонения в рассматриваемом диапазоне приводит к изменению рассматриваемых характеристик на 0,43 и 1,06% соответственно.

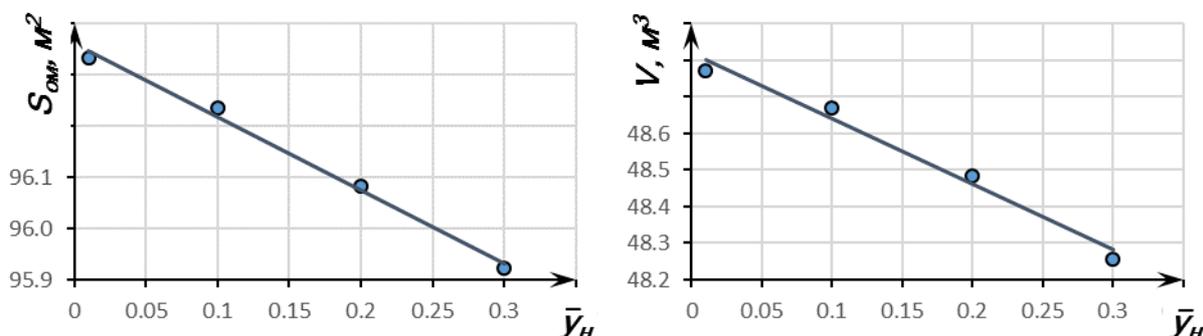


Рис. 22. Влияние относительного отклонения НЧФ на геометрические характеристики фюзеляжа

Коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа в системе самолета растёт с увеличением относительного отклонения НЧФ, коэффициент подъемной силы также растет по модулю (рис. 23), однако имеет отрицательный знак, соответственно аэродинамическое качество самолета K снижается (рис. 24). При аппроксимации зависимости коэффициентов лобового сопротивления c_x и подъемной силы c_y фюзеляжа от относительного отклонения НЧФ \bar{y}_H достаточно использовать линейные функции

$$c_x = 0,0154 + 0,0072 \bar{y}_H \text{ и } c_y = 3 \cdot 10^{-5} - 0,0258 \bar{y}_H .$$

Коэффициент детерминации R^2 не менее 0,9965, что свидетельствует о достаточной точности модели. Аэродинамическое качество самолета рассчитано с учетом аэродинамических характеристик самолета прототипа и полученных значений коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы фюзеляжа.

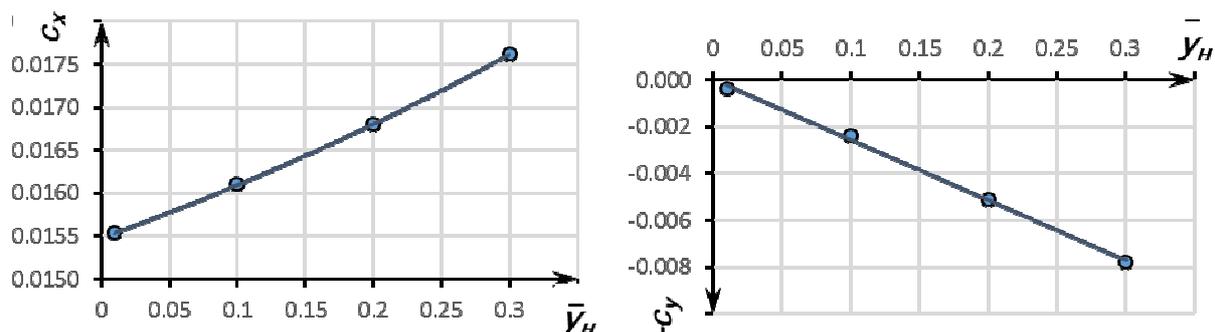


Рис. 23. Влияние относительного отклонения НЧФ на аэродинамические характеристики фюзеляжа

Изменение относительного отклонения НЧФ в рассматриваемом диапазоне приводит к изменению коэффициента лобового сопротивления фюзеляжа на 13,38% и аэродинамического качества самолета на 4,8%.

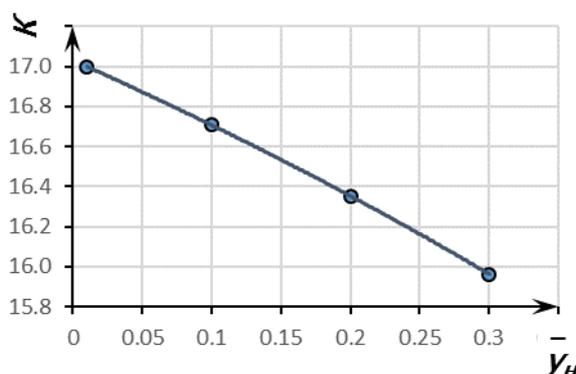


Рис. 24. Влияние относительного отклонения НЧФ на аэродинамическое качество самолета

Увеличение относительного отклонения НЧФ приводит к незначительному увеличению площади омываемой поверхности фюзеляжа и общей массы его конструкции m_{ϕ} , поверхностная плотность конструкции фюзеляжа q при этом несколько снижается (рис. 25). Для аппроксимации зависимости массы фюзеляжа от относительного отклонения НЧФ достаточно использовать линейную функцию.

$$m_{\phi} = 1264,5 - 9,1062 y_{H} .$$

Коэффициент детерминации R^2 составляет 0,9938. Прочие характеристики весовой эффективности также меняются незначительно и могут быть определены исходя из массы фюзеляжа.

Изменение относительного отклонения в рассматриваемом диапазоне приводит к изменению массы конструкции фюзеляжа на 0,21%, относительной массы конструкции самолета на 0,08% и поверхностной плотности конструкции q на 0,22%.

Тем не менее описанное выше изменение характеристик значительно влияет на расход топлива на пассажиро-километр c_p и километровый расход топлива самолета на единицу объема фюзеляжа c_v (рис. 26). Значения обоих параметров возрастают при увеличении относительного отклонения НЧФ в рассматриваемом диапазоне.

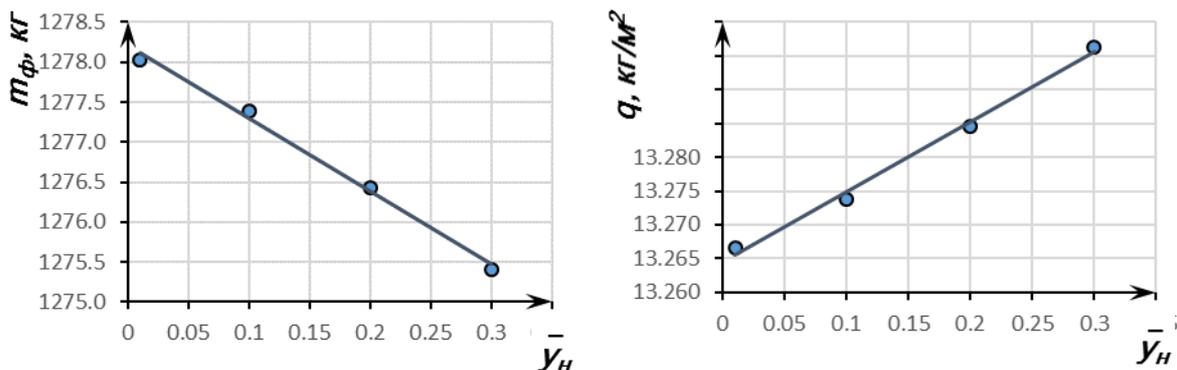


Рис. 25. Влияние относительного отклонения НЧФ на массовые характеристики фюзеляжа

Изменение относительного отклонения в рассматриваемом диапазоне приводит к изменению расхода топлива на пассажиро-километр c_p на 5,04%, а километрового расхода топлива на единицу объема фюзеляжа c_v – на 6,16%.

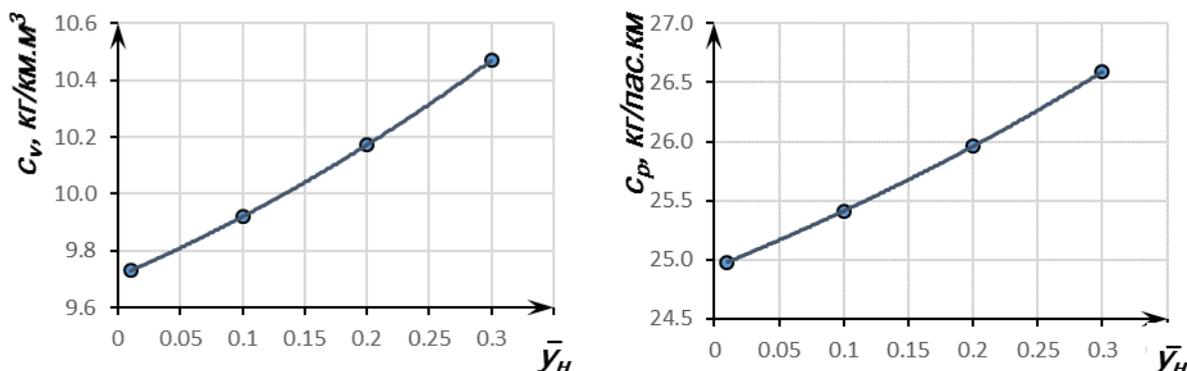


Рис. 26. Влияние относительного отклонения НЧФ на расход топлива самолета

Показатели геометрической эффективности формы незначительно снижаются с ростом относительного отклонения (рис. 27). В целом объемно-поверхностная эффективность $E_{оп}$ незначительно снижается на 0,2%, объемно-массовая эффективность $E_{ом}$ – на 0,6%.

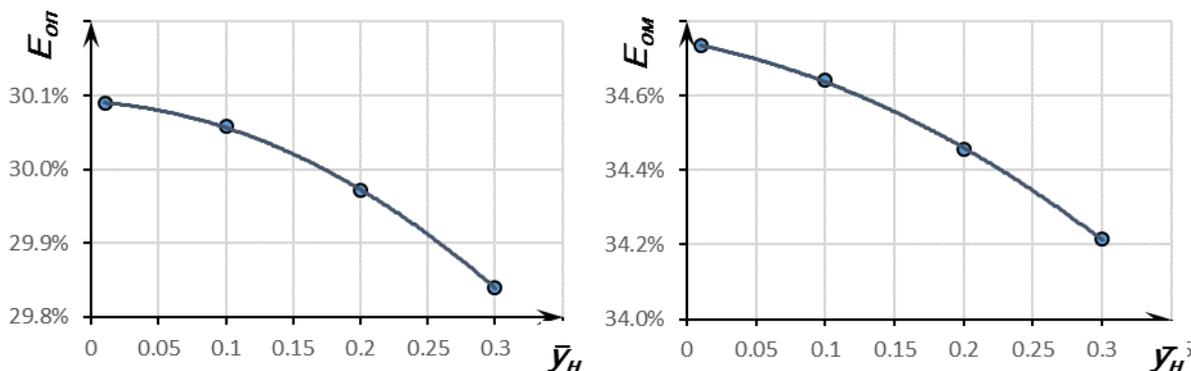


Рис. 27. Влияние относительного отклонения НЧФ на характеристики геометрической эффективности формы фюзеляжа

Таким образом, обобщив полученные результаты, отметим следующее:

1. Наибольшее влияние на характеристики эффективности фюзеляжа и самолета в целом оказывает инженерный дискриминант образующих сечения, так как этот параметр влияет на форму сечения всего фюзеляжа. Несмотря на то, что круглая форма сечения ($f_{o.c} = 0,4142$) фюзеляжа обеспечивает наилучшие характеристики объемно-поверхностной и топливной эффективности, для фюзеляжей без дополнительных требований к герметичности возможно повышение объемно-массовой эффективности и снижение удельного расхода топлива, отнесенного к объему кабины, путем выбора формы сечения фюзеляжа, близкой к прямоугольной со скругленными углами ($f_{o.c} = 0,6$).

2. Удлинение НЧФ и инженерный дискриминант направляющих значительно влияют на характеристики эффективности фюзеляжа и самолета, поскольку определяют характер распределения внутреннего объема и материала по длине НЧФ, возможна компенсация изменения одного из данных параметров за счет другого с сохранением характеристик эффективности.

3. Относительное отклонение НЧФ в наименьшей степени влияет на характеристики эффективности фюзеляжа и самолета в целом. Оценка массовых и геометрических характеристик фюзеляжа может быть упрощена путем допущения об отсутствии влияния этого параметра на них. Тем не менее данный параметр необходимо учитывать в расчетах аэродинамических характеристик, так как его изменение может привести к ошибке в оценке аэродинамического качества и, как следствие – топливной эффективности самолета на 5% и более.

4. Геометрические параметры НЧФ оказывают малое влияние непосредственно на массу фюзеляжа и самолета в целом, что объясняется малыми размерами и площадью омываемой поверхности НЧФ относительно фюзеляжа. Однако существенная величина массы НЧФ (до 25% массы фюзеляжа) свидетельствует о необходимости дальнейшего совершенствования методов проектирования и весового расчета с учетом особенностей нагрузок на НЧФ. Кроме того, в ходе расчета массы самолета во втором приближении целесообразно учитывать косвенное влияние параметров НЧФ за счет изменения аэродинамических характеристик.

Анализ рассмотренных зависимостей позволяет сформулировать рекомендации относительно изменения геометрических параметров носовой части в соответствии с одним или несколькими критериями эффективности с учетом требуемых ограничений. Окончательный выбор критериев эффективности и проектных ограничений необходимо проводить с учетом компоновочных ограничений и требований нормативно-технической документации и авиационных правил относительно обзора из кабины пилотов и птицестойкости конструкции НЧФ. Опосредованно эти ограничения учитываются на стадии предварительного проектирования при выборе параметров на основании статистических данных, что необходимо учитывать при выборе рекомендуемых параметров. Зависимости характеристик эффективности самолета носят сложный многопараметрический характер с многочисленными обратными связями. Для оценки одновременного влияния нескольких параметров целесообразно проводить апробацию метода при сочетании значений параметров, максимально приближенных к реальным.

В процессе апробации предложенного метода определены характеристики эффективности фюзеляжа самолета-прототипа и оценено влияние на них геометрических параметров носовой части. На основании полученных результатов были предложены три альтернативные конфигурации носовой части обеспечивающие:

1) наилучшие показатели эффективности при ограниченном уменьшении объема;

2) наибольший полезный объем фюзеляжа при ограниченном снижении эффективности.

3) повышение эффективности без существенного изменения исходной конфигурации.

Сравнение геометрических параметров и показателей эффективности исходной и альтернативных конфигураций приведено в табл. 5, соответствующие модели мастер-геометрии фюзеляжа показаны на рис. 28.

Таблица 5

Анализ альтернативных конфигураций НЧФ

Параметры и характеристики	Конфигурация НЧФ			
	Исходная	Максимального объема	Минимального расхода топлива	Рекомендуемая
Параметры				
Удлинение НЧФ λ_n	1,9	1,2	2,5	1,8
ИДН	0,3	0,45	0,3	0,32
ИДО	0,4142	0,45	0,38	0,4142
Относительное отклонение	0,23	0	0	0,1
Угол отклонения НЧФ	8,7	0	0	3,8
Характеристики модели				
Площадь оmyаемой поверхности фюзеляжа $S_{ом}$	91,9	99,4	91,3	93,2
Объем фюзеляжа	45,4	51,3	44,4	46,4
Коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа c_x	0,01458	0,01826	0,01293	0,01473
Коэффициент подъемной силы фюзеляжа c_y	-0,0059	0	0	-0,00279
Расчетные характеристики				
Масса фюзеляжа $m_{ф}$, кг	1250	1297	1246	1258
Взлетная масса самолета m_0 , кг	10972	11019	10968	10980
Относительная масса фюзеляжа	0,1139	0,1177	0,1136	0,1146
Относительная масса конструкции самолета	0,2977	0,3016	0,2974	0,2984
Аэродинамическое качество самолета K	17,33	15,7	18,5	17,35
Расход топлива на пассажиро-километр c_p , г/пасс.км	24,44	27,15	22,87	24,43
Километровый расход топлива на единицу объема фюзеляжа c_v , г/(м ³ ·км)	10,23	10,05	9,78	9,99
Объемно-поверхностная эффективность $E_{оп}$	30,0%	30,3%	29,3%	30,1%
Объемно-массовая эффективность $E_{ом}$	32,16%	36,78%	31,09%	33,02%
Поверхностная плотность конструкции фюзеляжа q , кг/м ²	13,60	13,05	13,65	13,50

Полученные результаты показывают возможность значительного повышения эффективности фюзеляжа и самолета в целом путем выбора геометрических параметров НЧФ, обеспечивающих минимальный расход топлива. В таком случае аэродинамическое качество будет повышено на 1,17 (6,75%), а расход топлива на пассажиро-километр снижен на 1,57 г (6,4%), что сопоставимо с результатами оптимизации геометрии крыла.

Вместе с тем оценка характеристик конфигурации максимального объема показывает возможность увеличения объема внутреннего пространства фюзеляжа за счет НЧФ на $5,9 \text{ м}^3$ (13%). Такая возможность может быть использована в процессе компоновки фюзеляжа и создания модели распределения пространства на этапе эскизного проектирования.

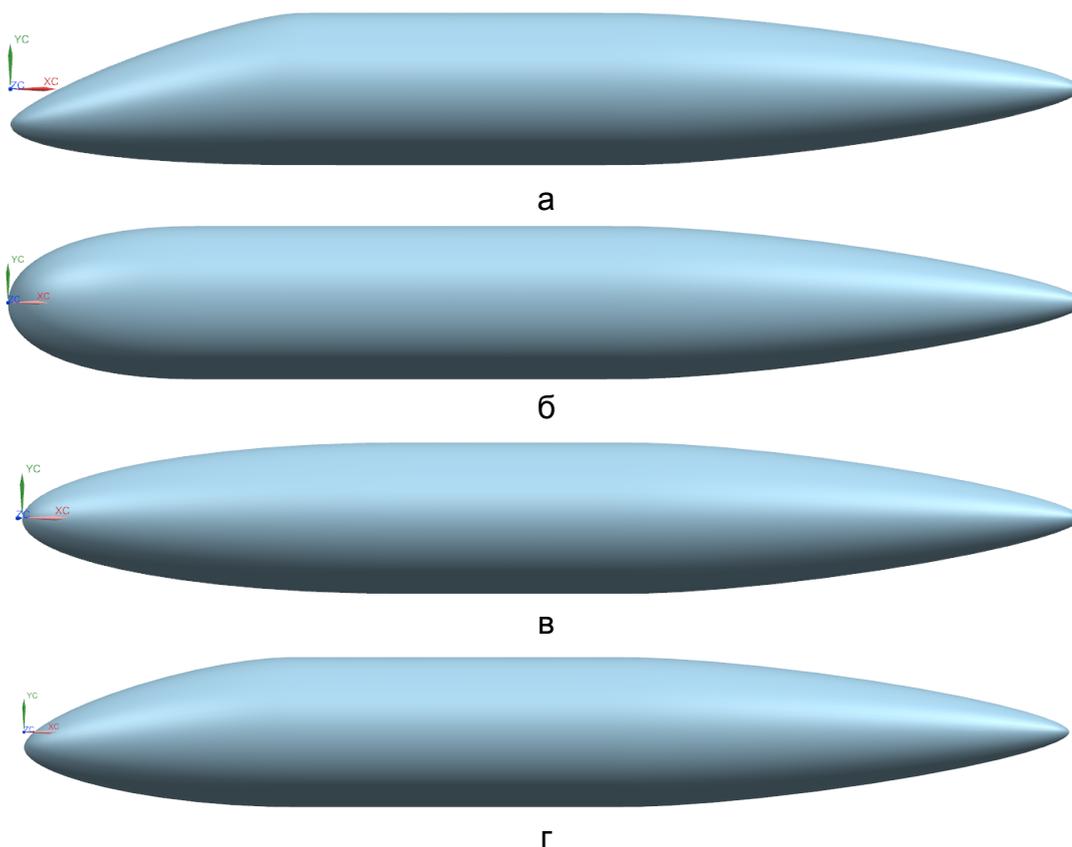


Рис. 28. Модели мастер-геометрии исходной и альтернативных конфигураций: а – исходная конфигурация, б – конфигурация максимального объема, в – конфигурация минимального расхода топлива, г – рекомендуемая конфигурация

Рекомендуемая конфигурация НЧФ обеспечивает увеличение объема фюзеляжа при повышении аэродинамического качества и снижении удельного расхода топлива, что позволяет повысить характеристики эффективности фюзеляжа и самолета в целом без ущерба для компоновки кабины.

Выводы

Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы.

1. Предложен метод параметрического анализа влияния геометрических параметров НЧФ на характеристики эффективности самолета транспортной категории с применением систем интегрированного проектирования.

2. В рамках предложенного метода созданы унифицированные параметрические модели мастер-геометрии и аэродинамического обтекания фюзеляжа, позволяющие оперативно и непрерывно автоматизированно изменять значения параметров НЧФ в заданных диапазонах.
3. Создана матрица геометрических параметров фюзеляжа, дающая возможность параметрически описать базовые особенности геометрии НЧФ.
4. Усовершенствован метод расчета массы фюзеляжа в первом приближении, путем уточненного определения площади омываемой поверхности с помощью параметрической модели мастер-геометрии.
5. Сформирована система критериев эффективности, включающая в себя как частные (геометрические, аэродинамические, массовые), так и интегральные критерии, позволяющая разносторонне оценить влияние параметров НЧФ на эффективность фюзеляжа и самолета в целом.
6. Предложенный метод апробирован в процессе анализа влияния параметров НЧФ на характеристики эффективности самолета для местных авиалиний.
7. В результате верификации предлагаемых методов расчетов показана их точность, сопоставимая с методами расчетов первого приближения.
8. На основании полученных результатов предложены характерные конфигурации НЧФ самолета прототипа, определены рациональные параметры НЧФ, позволяющие повысить эффективность фюзеляжа и самолета в целом.
9. Применение предложенного метода целесообразно при уточнении результатов предварительного проектирования и расчетов массы самолета в первом приближении в целях обоснованного выбора исходных геометрических параметров НЧФ для проведения дальнейших расчётов.

Список литературы

1. Гребеников, А.Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций [Текст]: моногр. / А.Г. Гребеников. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2006. – 532 с.
2. Кива, Д.С. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории [Текст]: моногр. в 3ч. / Д. С. Кива, А. Г. Гребеников. – Х.: Нац.аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2014. – Ч.2. – 326 с.
3. Проектирование самолетов [Текст]: учеб. для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др.; под ред. С.М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
4. Шейнин, В.М.; Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов [Текст] справочник / В.М. Шейнин, В.И. Козловский. – 2-е изд., перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1984. – 552 с.
5. Концепция создания пассажирского самолёта для местных воздушных линий [Текст] / Ю.Н. Геремес, А.Г. Гребеников, А.М. Гуменный и др. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып.47. – Х., 2010. – С. 20-33.
6. Метод параметрического моделирования носовой части фюзеляжа самолета транспортной категории [Текст] / А. Г. Гребеников, А.С. Чумак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им.Н. Е.Жуковского «ХАИ». –Вып.57.– Х.,2012.–С,213-228.
7. Метод интегрированного анализа напряженно-деформированного состояния элементов конструкции носовой части фюзеляжа самолета транспортной кате-

- гории. [Текст] / А.С. Чумак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им.Н.Е.Жуковского «ХАИ». – Вып.69. – Х., 2014. – С.215–244.
8. Разработка аванпроекта самолета [Текст]: учеб. пособие / А.К. Мялица, Л.А. Малашенко, А.Г. Гребеников и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2010. – 233 с.
 9. Холявко, В.И. Расчет аэродинамических характеристик самолета. – Ч.1 [Текст]: учеб. пособие / В.И. Холявко. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1991. – 72 с.
 - 10.Кеплер, И. Стереометрия винных бочек. [Текст]: пер. с нем. Г.Н.Свешников. – М. – Л.: Гостехиздат, 1935. – 360 с.
 - 11.Тот Ласло Фейеш. Расположения на плоскости, на сфере и в пространстве. Государственное издательство физико-математической литературы, 1958 г
 - 12.Peter Vink And Klaus Brauer, Aircraft Interior Comfort and Design. – London – New York: Taylor & Francis Group, Boca Raton, 2011. – 130 p.

Поступила в редакцию 18.02.2015

Метод інтегрованого аналізу впливу геометричних параметрів носової частини фюзеляжу на характеристики ефективності літака транспортної категорії

Запропоновано метод параметричного аналізу впливу геометричних параметрів носової частини фюзеляжу на показники ефективності літака транспортної категорії із застосуванням систем інтегрованого проектування (Siemens NX) та інженерного аналізу (ANSYS CFX). Створено уніфіковані параметричні моделі майстер-геометрії та аеродинамічного обтікання фюзеляжу. Удосконалено метод розрахунку маси фюзеляжу в першому наближенні шляхом уточненого визначення площі омиваної поверхні за допомогою параметричної моделі майстер-геометрії. Сформовано систему критеріїв ефективності фюзеляжу і літака в цілому. Апробація методу проведено в ході проектування літака для місцевих авіаліній.

Ключові слова: фюзеляж, носова частина фюзеляжу, розрахунок маси, ефективність, параметрична модель, ізопериметрична задача, подовження, літак місцевих авіаліній.

Method of integrated analysis of fuselage nose part geometric parameters influence on transport category airplane efficiency characteristics.

A method of parametric analysis of transport category airplane efficiency characteristics dependency from fuselage nose part geometric parameters with aid of CAD (Siemens NX) and CAE (ANSYS CFX) systems proposed. Fuselage master geometry and aerodynamic flow unified models were created. First approximation fuselage mass calculation method was improved by precise definition of fuselage washed area with aid of parametrical master geometry model. A system of fuselage of the aircraft efficiency criteria was formed. The method was applied in local airlines airplane design.

Keywords: fuselage, fuselage nose part, mass calculation, efficiency, parametric model, isoperimetric problem, aspect ratio, local airlines airplane.