

Метод интегрированного анализа массы фюзеляжа самолета для местных авиалиний во втором приближении

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

Предложен метод анализа массы фюзеляжа самолета для местных авиалиний с применением методов и систем интегрированного проектирования (Siemens NX) и инженерного анализа (ANSYS CFX). Созданы параметрические модели мастер-геометрии и аэродинамического обтекания фюзеляжа, а также обобщенная конечноэлементная модель конструкции фюзеляжа. Усовершенствован метод расчета массы фюзеляжа во втором приближении путем уточненного определения характеристик напряженно-деформированного состояния с помощью обобщенной конечноэлементной модели фюзеляжа определена из условия обеспечения его прочности и заданного ресурса с учетом дополнительных конструктивных и технологических требований к конструкции. Апробация метода проведена в ходе проектирования самолета для местных авиалиний.

Ключевые слова: фюзеляж, расчет массы, толщина условной обшивки, оболочка, гермокабина, параметрическая модель, самолет местных авиалиний.

Проектирование самолета является сложной многокритериальной задачей, решение которой осуществляют методом итераций, а взлетную массу самолета рассматривают в качестве одного из критериев эффективности [2]. На стадии предварительного проектирования в результате расчетов взлетной массы в нулевом и первом приближении определяют геометрические характеристики и формируют облик самолета [2, 3, 4, 5, 6]. При этом применяемые методы и зависимости отражают конструктивные особенности агрегатов в обобщенной форме и носят преимущественно статистический характер. На стадии эскизного проектирования определяют взлетную массу самолета во втором и третьем приближениях [2, 3, 4] для которых характерно применение методов инженерного анализа, где учтены особенности тактико-технических требований (ТТТ) и работы конструкции самолета в ожидаемых условиях эксплуатации. Расчет масс агрегатов самолета во втором приближении основан на результатах инженерного анализа их обобщенных моделей с помощью методов строительной механики и расчета на прочность [3, 4], что связано с необходимостью ввода ряда допущений в целях упрощения расчетной схемы агрегата. Применение современных компьютерных технологий интегрированного проектирования и инженерного анализа позволяет перейти к более сложным расчетным моделям, в которых учтены дополнительные параметры конструкции, повысить точность определения массы агрегатов и снизить количество дальнейших итераций проектирования, что позволяет обеспечить создание новой конкурентоспособной авиационной техники в сжатые сроки [1]. Однако использование таких технологий, а также внедрение современной нормативно-технической документации требует актуализации сложившихся методов расчета масс агрегатов во втором приближении.

Фюзеляж самолета транспортной категории отличается от прочих агрегатов рядом характерных особенностей, непосредственно связанных с его функциональным назначением – размещением экипажа и полезной нагрузки, а также интеграцией агрегатов самолета. Фюзеляж воспринимает, замыкает и уравнивает значительные силовые потоки, обладая большой строительной высотой и относительно малой площадью поперечного сечения силовых элементов, что связано с использованием внутреннего пространства для размещения полезной нагрузки. Также для фюзеляжа характерно большое количество дополнительных конструк-

тивных элементов и вырезов, сложности непосредственного применения аналитических методов в чистом виде, что требует их дополнения статистическими зависимостями.

Применяемые ранее методы расчета массы фюзеляжа во втором приближении [3, 4] связаны с проектировочными расчетами на прочность основных элементов его конструкции, при этом внутренние силовые факторы в них определяются на основе балочной расчетной схемы. Такой подход не позволяет непосредственно учитывать нагрузки от внутреннего давления кабины, ограничивая его учет последующей проверкой толщины обшивки цилиндрической части фюзеляжа и вводом дополнительного слагаемого в общую формулу массы фюзеляжа. Кроме того, в применяемых ранее методах учтены геометрические параметры частей фюзеляжа только в обобщенном виде, усложняющем определение их влияния на массу. При этом для методов расчета массы во втором приближении характерно применение обобщенных моделей и статистических зависимостей для учета отдельных конструктивных и технологических нерегулярностей в связи с недостатком данных о массе элементов конструкции и воспринимаемых ими нагрузках.

На завершающих стадиях эскизного проектирования самолета возможно применение также более сложных моделей и методов, позволяющих провести детальный анализ и оптимизацию масс и геометрических параметров элементов конструкций. Однако в открытой литературе имеется крайне малое количество публикаций относительно таких методов [7]. Проектировочная модель фюзеляжа, рассмотренная в работах [8, 9], получила широкое развитие с момента её первой публикации, однако сохранила ряд ограничений, связанных с применяемыми технологиями. Модель реализована в виде специализированного программного комплекса ЭСПРАНК на языке Fortran-77, для работы которого применяли ЭВМ ЕС-1033, что вызывает существенные сложности в его интеграции в процесс компьютерного проектирования с помощью современных систем. Несмотря на постоянные работы по совершенствованию данной методики, в модели сохранены некоторые допущения, вносящие неточности при определении местных нагрузок и расчете параметров элементов конструкции: не учитываются характер распределения аэродинамической нагрузки и геометрические особенности формы фюзеляжа (изломы поверхности сглажены); двери и люки отсутствуют в модели (их массы оцениваются статистически); панели фюзеляжа считаются прямоугольными и плоскими. Ценный опыт создания такого программного средства целесообразно применять в дальнейшей разработке методов детальных интегрированных проектировочных расчетов элементов конструкции. Предлагаемый метод ориентирован на более ранние стадии эскизного проектирования для уточнения геометрических параметров и форм фюзеляжа и его частей.

Таким образом, целью данной работы является разработка и совершенствование методов расчета массы фюзеляжа самолета транспортной категории во втором приближении с применением современных систем интегрированного проектирования.

Для реализации цели работы поставлены следующие задачи:

- формирование исходных данных и требований на основании ТЗ на проектирование самолета, построение профиля типового полета и огибающей условий полета, определение параметров расчетных режимов полета;
- создание модели мастер-геометрии, выделение функционально-технологических частей конструкции фюзеляжа;

- создание конечноэлементной модели (КЭМ) аэродинамического обтекания фюзеляжа и расчет распределения воздушной нагрузки по поверхности фюзеляжа для всех расчетных случаев;
- создание обобщенной КЭМ фюзеляжа, определение и приложение нагрузок, расчет характеристик напряженно-деформированного состояния на всех расчетных режимах, определение максимальных эксплуатационных и расчетных растягивающих, сжимающих и эквивалентных напряжений σ_1 , σ_3 , σ_e при единичной толщине обшивки;
- поэлементный расчет минимальной необходимой условной толщины обшивки регулярной конструкции по максимальным допускаемым растягивающим (директивным), сжимающим и эквивалентным напряжениям. Учет технологических ограничений по минимальной толщине обшивки;
- расчет масс, условных толщин и поверхностной плотности обшивок функционально-технологических частей конструкции фюзеляжа с учетом конструктивных и технологических нерегулярностей: окантовок вырезов, стыков, соединений, накладок;
- определение массы, положения центра масс и моментов инерции фюзеляжа;
- анализ результатов расчета.

В предлагаемом методе расчета (рис. 1) применена конечноэлементная модель фюзеляжа, состоящая из элементов типа «оболочка», что позволяет учесть восприятие внутреннего давления поверхностью сложной формы в сочетании с массовыми и аэродинамическими нагрузками. Исходной геометрической моделью является мастер-геометрия фюзеляжа. Ассоциативная связь конечноэлементной и параметрической моделей мастер-геометрии позволяет автоматизировать перестроение модели при внесении изменений и выполнять таким образом оценку влияния геометрических параметров на массу фюзеляжа и его частей. При этом сохранена преемственность с применяемыми ранее методами в отношении исходных данных, классификации масс конструкции фюзеляжа и учета дополнительных конструктивных и технологических факторов.

Предложенный метод реализован с помощью систем интегрированного проектирования Siemens NX и инженерного анализа ANSYS и апробирован в ходе эскизного проектирования самолета местных авиалиний.

Опубликованная ранее концепция [7] создания рассматриваемого самолета несколько модифицирована без ущерба для летно-технических характеристик в целях реализации более традиционной компоновки двигателей, обеспечивающей достаточное расстояние от воздухозаборника до ВПП, при улучшенных балансирующих и эксплуатационных характеристиках.

Основным назначением самолета является обеспечение эффективной работы авиалиний с малыми пассажиропотоками в регионах с недостаточно развитой сетью аэродромов. В качестве самолетов прототипов рассмотрены Ан-38, L-410, Як-40, Do-428, CJ-4, ERJ-135. Создаваемый самолет должен быть адаптирован к существующей системе производства, летной эксплуатации, обслуживания, ремонта и управления полетами, удовлетворять современным требованиям комфорта и безопасности перевозки пассажиров, а также обладать высокими показателями эффективности.

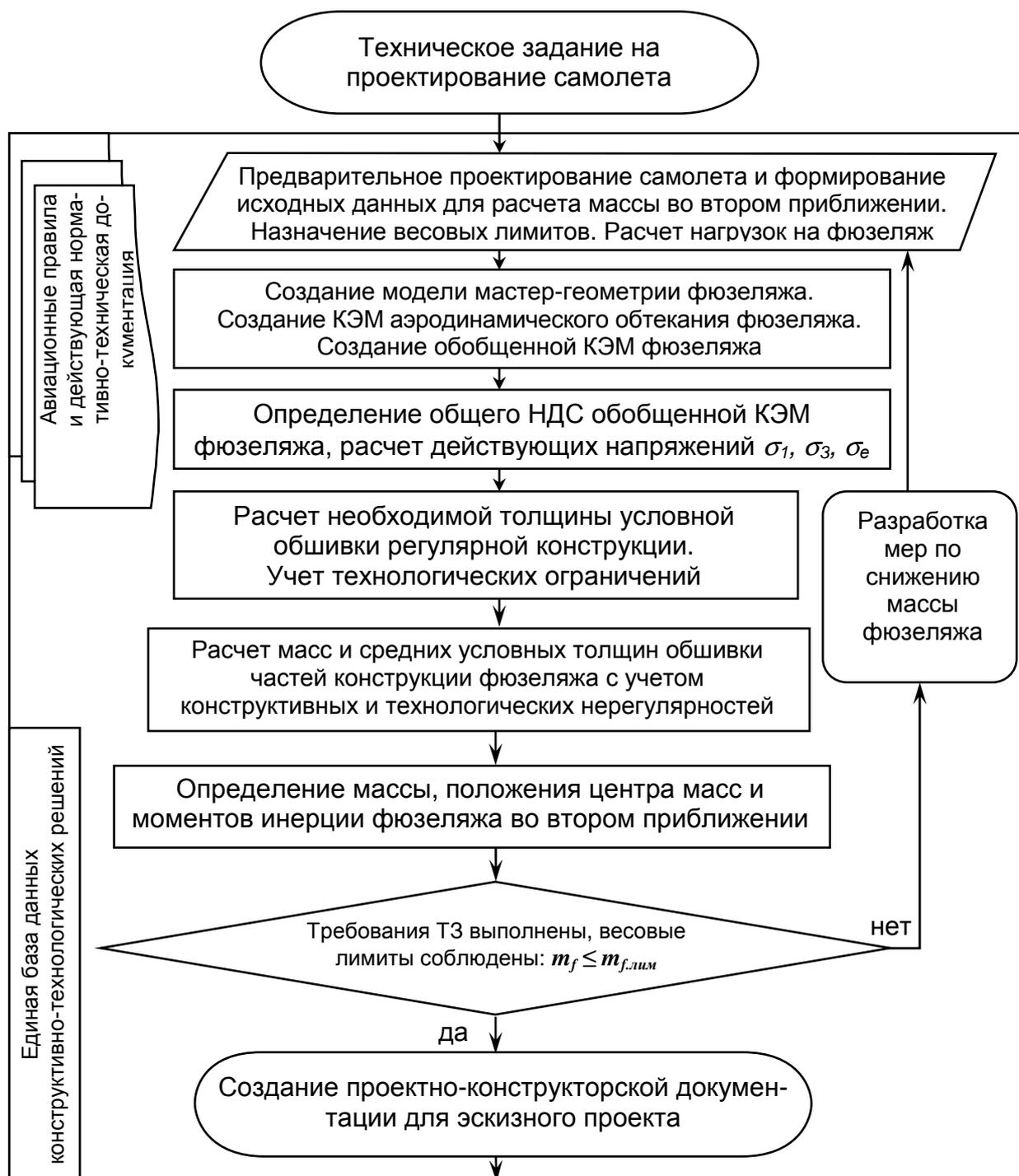


Рис. 1. Схема метода интегрированного анализа массы фюзеляжа самолета для местных авиалиний во втором приближении

На основе требований технического задания в результате предварительного проектирования были дополнены тактико-технические требования к самолету, выбрана его схема, рассчитана масса в нулевом и первом приближениях, подобраны двигатели, определены геометрические характеристики агрегатов, построены общий вид (рис. 2) и модель мастер-геометрии самолета (рис. 3), разработана его конструктивно-силовая схема и выполнена компоновка фюзеляжа.

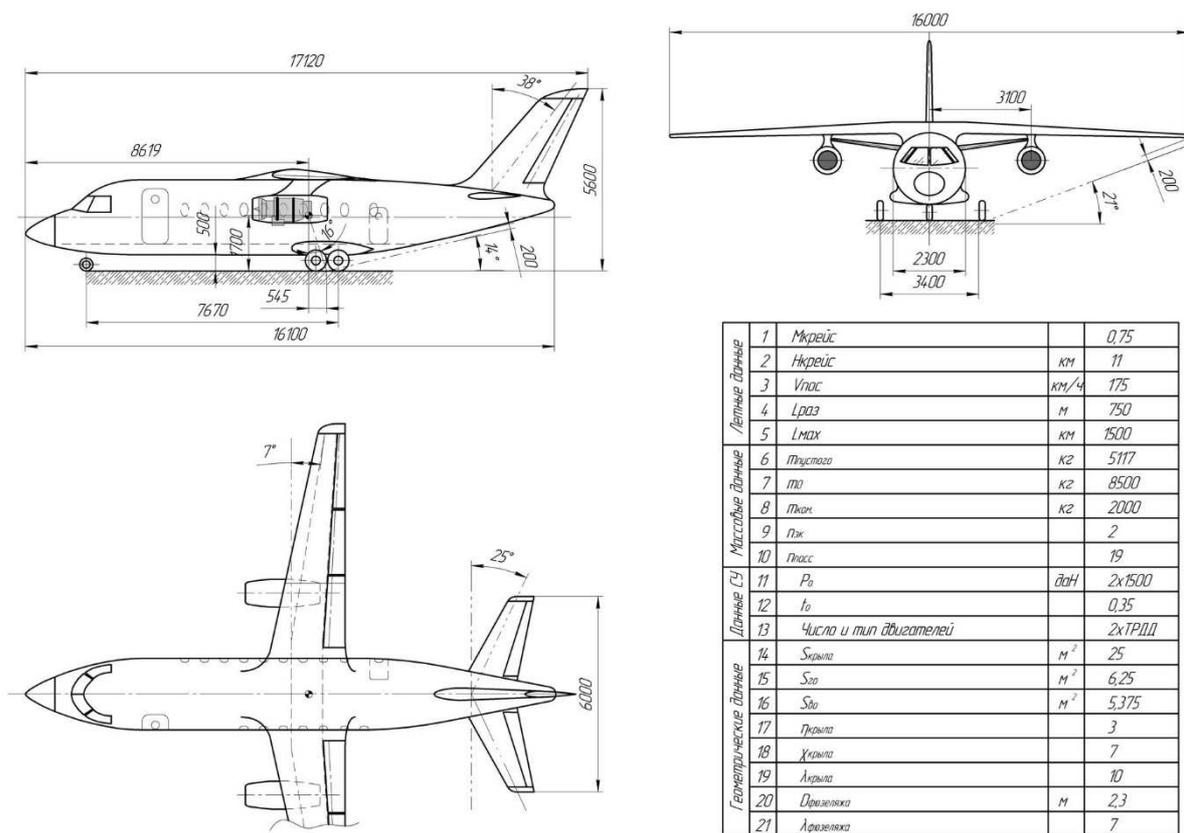


Рис. 2. Общий вид самолета для местных авиалиний

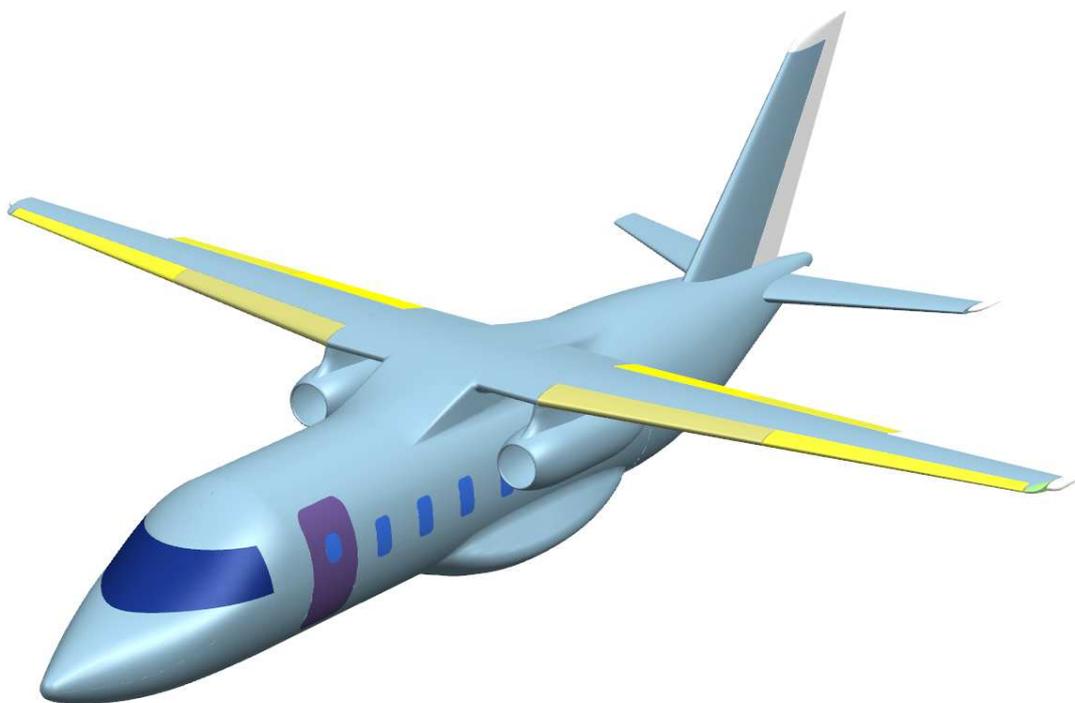


Рис. 3. Модель мастер-геометрии самолета для местных авиалиний

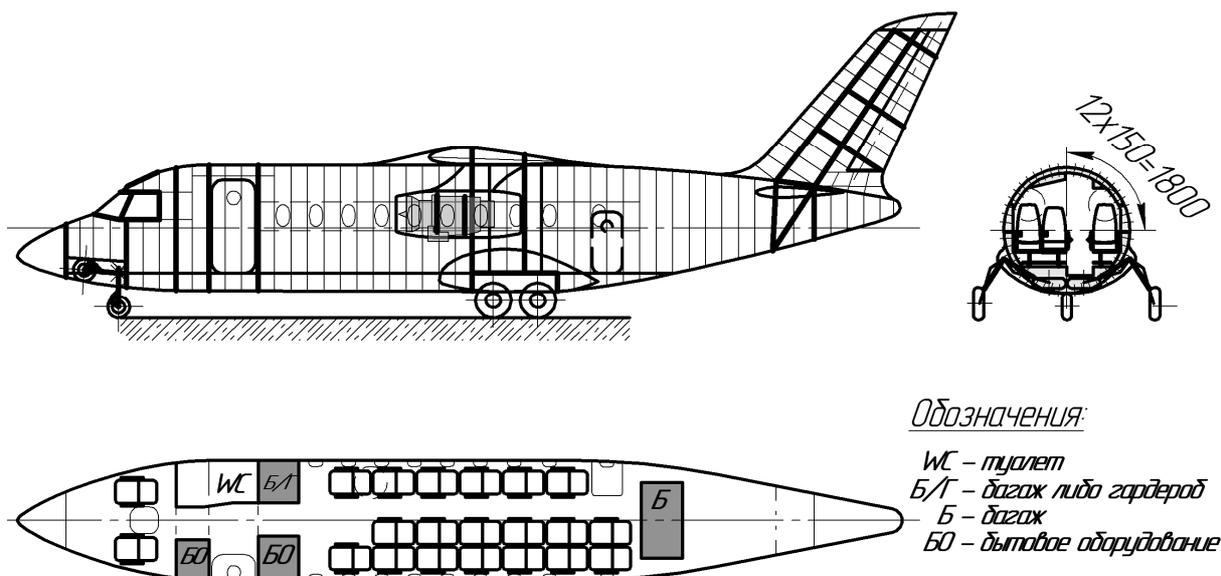


Рис. 4. Схема компоновки пассажирской кабины самолета

Компоновка пассажирской кабины позволяет обеспечить требования АП-25 при наличии одного аварийного выхода на каждом борту фюзеляжа, кроме того, аварийный люк установлен в кабине экипажа.

Проведены также расчеты центровки, аэродинамических и летных характеристик самолета.

Исходные данные, необходимые для расчета массы фюзеляжа во втором приближении, полученные в результате предварительного проектирования, представлены в табл. 1, 2.

Таблица 1

Летно-технические характеристики самолета

Количество пассажиров, чел. (либо масса платной нагрузки, кг)	19 (2000)	
Двигатель:		
- тип	FJ44-4-SE2 RevNC	AI-25 2E
- количество взлетная тяга, даН	2×1603 даН	2×1470 даН
Скорость, км/ч:		
- максимальная	850	
- крейсерская	800	
Крейсерская высота, км	11	
Практическая дальность с максимальной платной нагрузкой, км	1500	
Длина ВПП (сухой бетон, H=0, CA), м	750	
Состав экипажа:	- командир ВС, - второй пилот - бортпроводник	
Топливная эффективность, кг/пас.км	0,0245	
Проектный ресурс, полетов	80 000	

Таблица 2

Геометрические характеристики

Площадь крыла S , м ²	25
Размах крыла L , м	16
Длина фюзеляжа L_{ϕ} , м	16,1
Диаметр фюзеляжа D_{ϕ} , м	2,3
Удлинение фюзеляжа λ_{ϕ}	7
Массовые характеристики	
Взлетная масса самолета m_0 , кг	8500
Масса пустого самолета $m_{пуст}$, кг	5117
Масса конструкции m_k , кг	2910
Масса топлива m_T , кг	1383
Масса силовой установки $m_{су}$, кг	963
Масса оборудования $m_{об}$, кг	1073
Масса экипажа $m_{эк}$, кг	160
Масса конструкции фюзеляжа m_{ϕ} , кг	1255
Масса конструкции крыла $m_{кр}$, кг	890
Масса конструкции шасси $m_{ш}$, кг	600
Масса конструкции оперения $m_{оп}$, кг	165
Аэродинамические характеристики на крейсерском режиме полета	
Аэродинамическое качество самолета	17
Коэффициент лобового сопротивления самолета при нулевой подъемной силе	0,02298
Производная коэффициента подъемной силы самолета по углу атаки	6,143
Коэффициент отвала поляры	0,03684

Как отмечалось ранее, для расчета массы фюзеляжа во втором приближении применяют методы инженерного анализа, в которых непосредственно учитывают эксплуатационные нагрузки, действующие на фюзеляж. Для расчета этих нагрузок необходимо рассмотреть профиль типового полета проектируемого самолета и определить режимы, для которых характерны максимальные значения нагрузок, затем построить огибающую условий полета и найти параметры расчетных режимов полета в соответствии с АП-25 (пп.25.321 – 25.373).

Профиль типового полета рассматриваемого самолета для местных воздушных линий показан на рис. 5, расчетные режимы обозначены цифрами:

- 1) полет с максимальной скоростью на максимальной высоте с максимальной маневренной перегрузкой (согласно АП-25 п. 25.337) и максимальным избыточным давлением наддува гермокабины;
- 2) полет с максимальной скоростью с максимальной отрицательной перегрузкой, с отрицательным перепадом давлений;
- 3) полет на малой высоте с максимальным скоростным напором с максимальной перегрузкой, вызванной вертикальным порывом со скоростью $w = 15$ м/с;
- 4) посадка со скольжением и боковым ударом.

В результате анализа расчётных случаев установлено, что нагрузки в рассмотренных выше режимах полета превосходят нагрузки в прочих расчетных слу-

чаях (обозначены на рис.5 номерами соответствующих им рассматриваемых расчетных режимов в скобках: полет на малых углах атаки с максимальным скоростным напором, наддувом и разряжением в кабине, переход в набор высоты и вход в пикирование, маневр в горизонтальной плоскости, набор высоты со скольжением в результате отказа двигателя, посадка с ударом в одну из стоек, посадка с убранными шасси).

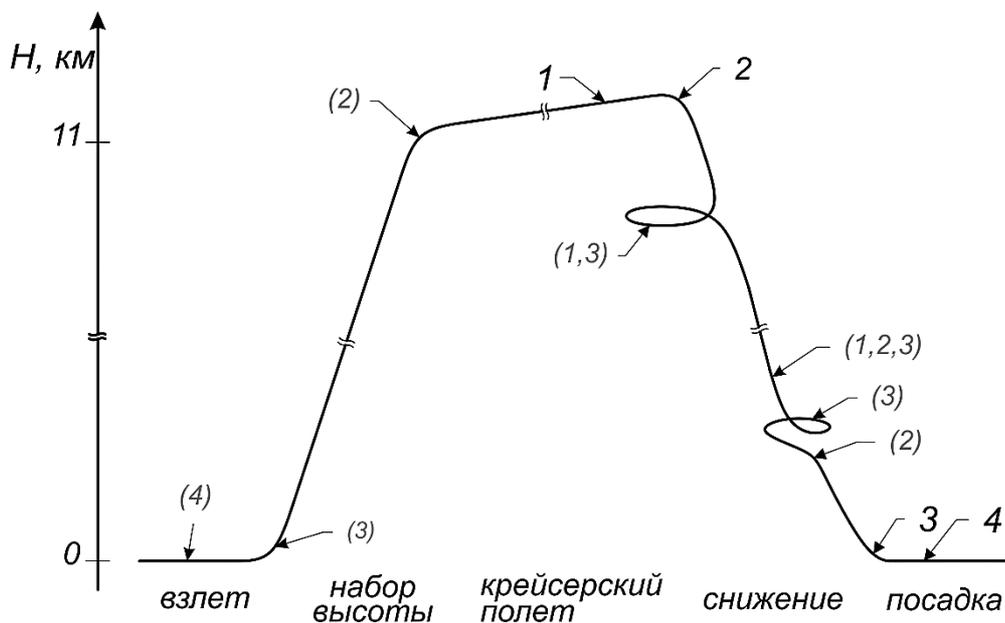


Рис. 5. Профиль типowego полета самолета для местных воздушных линий

Огибающая условий полета показана на рис. 6, обозначения расчетных режимов выполнены аналогично обозначениям на рис.5.

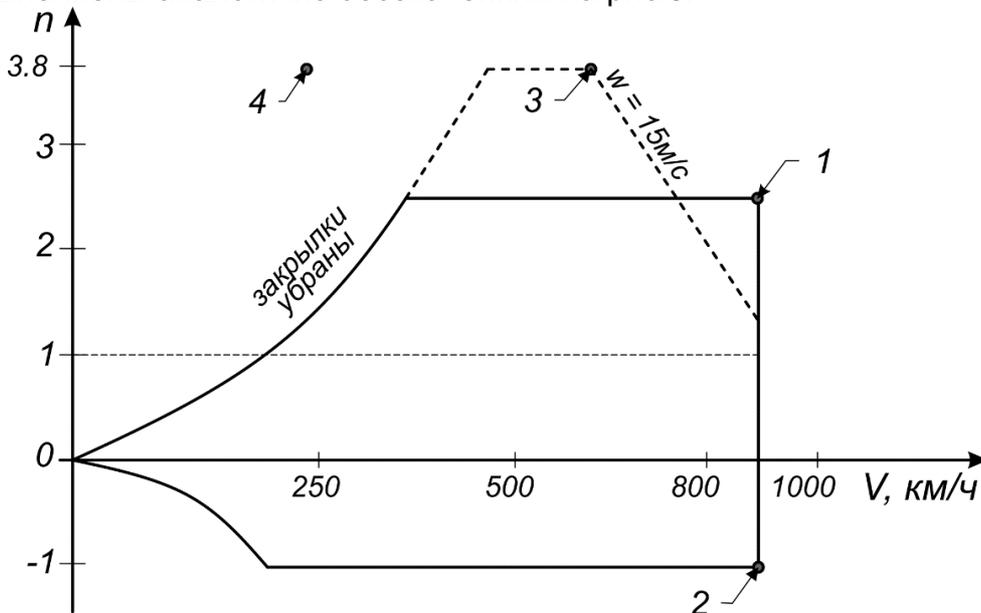


Рис. 6. Огибающая условий полета

Параметры полета для расчетных режимов приведены в табл. 3. Расчетные перегрузки, углы атаки и избыточное давление определены в соответствии с тре-

бованиями АП-25, рекомендациями литературы [10], аэродинамическими характеристиками самолета и параметрами международной стандартной атмосферы (ГОСТ 4401-81). Расчетное давление внутри кабины – не менее эквивалентного атмосферному давлению на высоте 2400 м (0,6 атм).

Таблица 3

Параметры расчетных режимов полета

№ п. п	Краткое описание	Нормальная n_y и боковая n_z перегрузки	Угол атаки α , угол скольжения β , град	Скорость полета V , км/ч (число M)	Высота полета H , км (избыточное давление p , атм)
1	Максимальная маневренная перегрузка, максимальное избыточное давление (0,6 атм)	$n_y = 2,5$ $n_z = 0$	$\alpha = 5$ $\beta = 0$	850 (0,8)	11 (0,6)
2	Отрицательная перегрузка, отрицательный перепад давлений	$n_y = -1$ $n_z = 0$	$\alpha = -5$ $\beta = 0$	650 (0,6)	0 (-0,2)
3	Максимальный скоростной напор, максимальная перегрузка	$n_y = 3,8$ $n_z = 0$	$\alpha = 5$ $\beta = 0$	850 (0,8)	8 (0)
4	Посадка со скольжением и боковым ударом	$n_y = 3,8$ $n_z = 1$	$\alpha = 10$ $\beta = 10$	230 (0,2)	0 (0)

Таким образом, рассматриваемые расчетные режимы полета позволяют оценить максимальные статические полетные и наземные нагрузки на фюзеляж при симметричном и несимметричном нагружении. Учет динамических нагрузок целесообразно выполнять в ходе дальнейшего проектирования, на основании уточненных массо-центровочных характеристик фюзеляжа и его частей. Требования АП-25 относительно птицестойкости учтены в качестве дополнительных ограничений по минимальной толщине соответствующих частей конструкции фюзеляжа.

Моделирование поверхности фюзеляжа происходит в процессе создания модели мастер-геометрии самолета на этапе предварительного проектирования. Отметим некоторые особенности модели мастер-геометрии фюзеляжа, применяемой для расчета его массы во втором приближении. Моделирование целесообразно осуществлять параметрическими методами на основании матрицы параметров фюзеляжа (табл. 4), что позволяет в дальнейшем автоматизировать внесение изменений в модель и систематизировать исследование влияния отдельных параметров на массу фюзеляжа.

Модель мастер-геометрии фюзеляжа (рис. 7) рассматриваемого самолета была дополнительно разделена на части по конструктивно-функциональному принципу в целях дальнейшего ассоциативного приложения нагрузок и расчета масс частей фюзеляжа.

Таблица 4

Матрица геометрических параметров фюзеляжа

Параметр, обозначение, единица измерения	Значение
Абсолютные	
Эквивалентный диаметр фюзеляжа d_f , мм	2300
Угол установки остекления φ_{ws} , град	50
Угол визирования φ_v , град	16
Высота остекления H_{ws} , мм	400
Длина остекления L_{ws} , мм	1200
Относительные	
Относительное отклонение НЧФ y_n	0,22
Относительное отклонение ХЧФ y_h	0,4
Удлинение фюзеляжа λ_f	7
Удлинение НЧФ λ_n	1,4
Удлинение ХЧФ λ_h	2,8

Величина и характер распределения аэродинамических нагрузок на фюзеляж определены с помощью модуля CFX системы инженерного анализа ANSYS. На основе модели мастер-геометрии фюзеляжа создана унифицированная КЭМ аэродинамического обтекания фюзеляжа и проведены расчеты для рассматриваемых режимов полета (табл. 2). Для обеспечения минимального влияния границ расчетной области на характер течения и сокращения количества элементов модели применена расчетная область эллиптического сечения с вертикальным положением большей оси (размеры области 15x20x50 м), а также измельчение элементов в зоне пограничного слоя (рис. 8). Для сохранения рабочей системы координат модели изменение угла атаки осуществляли путем поворота расчетной области.

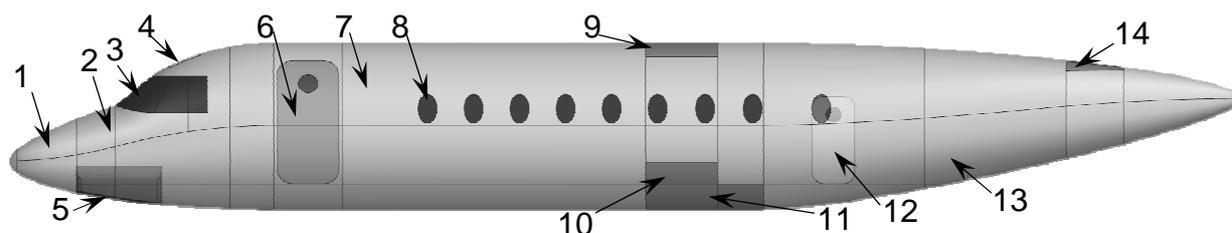


Рис. 7. Модель мастер-геометрии фюзеляжа самолета для местных воздушных линий: 1 – носовой обтекатель; 2 – носовая часть фюзеляжа; 3 – остекление кабины пилотов; 4 – аварийный люк; 5 – ниша носовой стойки шасси; 6 – входная дверь; 7 – центральная часть фюзеляжа; 8 – иллюминаторы пассажирской кабины; 9 – стык с центропланом; 10 – ниша основных стоек шасси; 11 – крепление основных стоек шасси; 12 – аварийный выход/служебная дверь; 13 – хвостовая часть фюзеляжа; 14 – крепление оперения

Параметры аэродинамической среды заданы в соответствии с ГОСТ 4401-81 «Международная стандартная атмосфера». Для вывода и визуализации результатов расчета применен компонент CFD-Post модуля CFX.

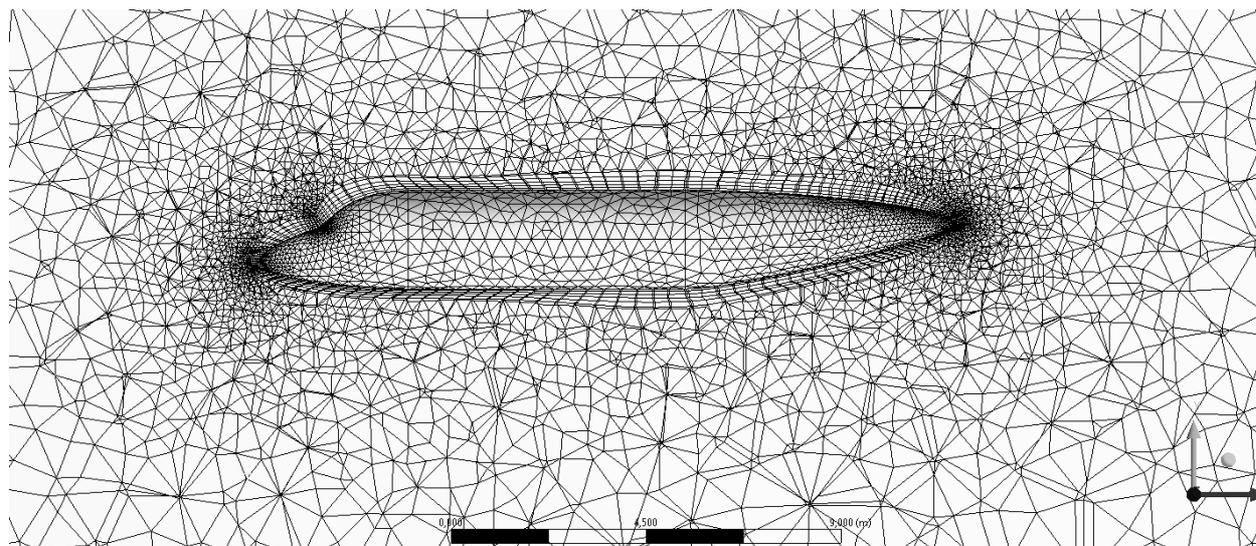


Рис. 8. КЭМ аэродинамического обтекания фюзеляжа

На рис. 9 показан характер распределения скорости потока в плоскости симметрии расчетной области и характер распределения давления по поверхности фюзеляжа.

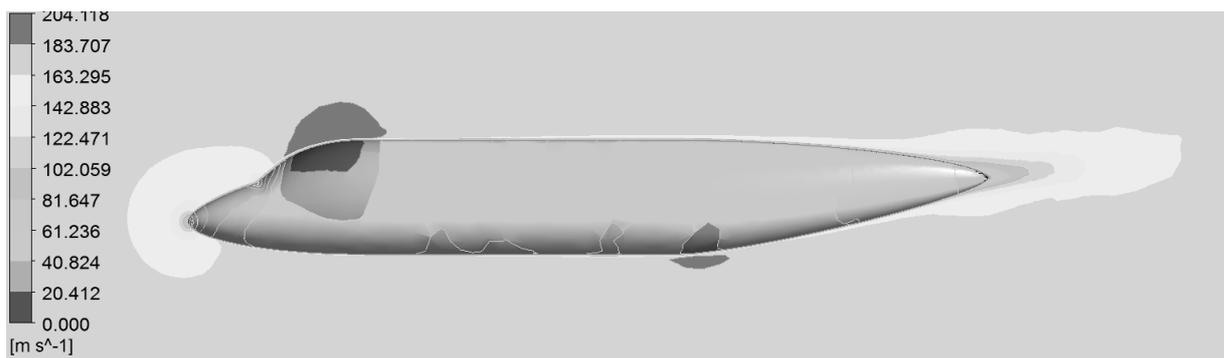


Рис. 9. Характер распределения давления по поверхности фюзеляжа и скорости потока в плоскости симметрии расчетной области

В процессе верификации модели проведено сравнение (табл. 5) полученных аэродинамических характеристик фюзеляжа со справочными значениями, рассчитанными по известной методике [12]. Удовлетворительные результаты точности были получены при количестве элементов около $5 \cdot 10^5$ и стандартной $k-\varepsilon$ -модели турбулентности.

Дальнейшее уточнение аэродинамических нагрузок целесообразно при использовании более точных методов определения аэродинамических характеристик.

Для сохранения и передачи данных о величине и характере распределения аэродинамических нагрузок на фюзеляж значения нормального давления и касательных напряжения на его поверхности экспортированы в текстовые файлы открытого формата CVS.

Таблица 5

Верификация аэродинамической модели

Высота H , км	Скорость V , км/ч (число M)	Угол атаки α	$Cx_{расч}$ ($Cx_{сnp}$)	Отклонение ε , %	$Cy_{расч}$ ($Cy_{сnp}$)	Отклонение ε , %
0	650 (0,6)	5	0,009832 (0,009571)	2,5	0,009798 (0,009651)	1,53
8	850 (0,82)	-5	0,015383 (0,01485)	3,59	-0,02406 (-0,02512)	4,22
11	850 (0,8)	5	0,015137 (0,01567)	-3,4	0,010596 (0,01087)	-2,5

Расчет общего НДС фюзеляжа осуществлен средствами системы интегрированного проектирования Siemens NX и решателя Nastran NX. Расчетная схема и КЭМ фюзеляжа (рис. 10 и рис. 11) созданы с помощью модуля Advanced Simulation.

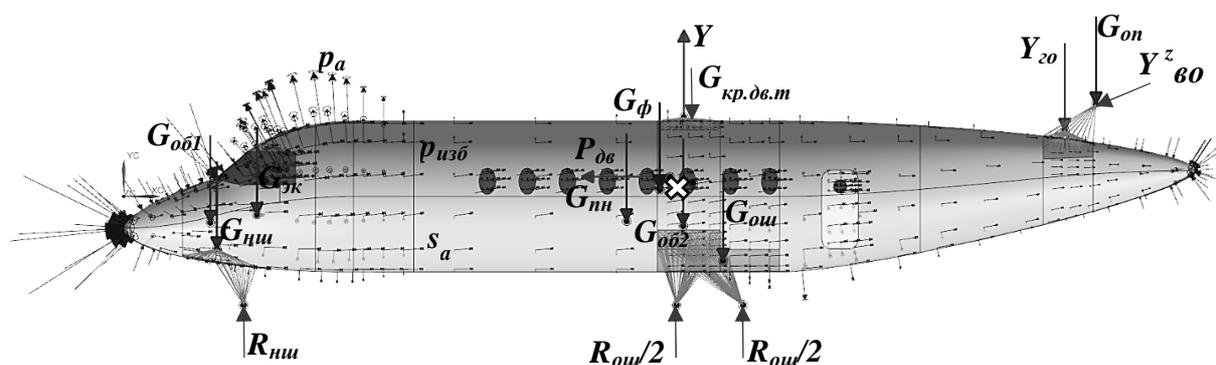


Рис. 10. Расчетная схема фюзеляжа самолета местных воздушных линий

При создании КЭМ фюзеляжа были использованы элементы треугольной формы типа оболочки (STRIA3). При длине стороны 100 мм количество элементов составило 8809. В качестве материала оболочки задан алюминиевый сплав 1163. Расчет НДС модели проводили при единичной толщине оболочки ($\delta = 1$ мм). Коэффициент момента инерции задан равным 5, что соответствует ранее принятой КСС фюзеляжа с шагом шпангоутов 350 мм и стрингеров 150 мм, при диаметре фюзеляжа 2300 мм.

Для обеспечения распределения нагрузок в соответствии с ранее разработанной компоновкой самолета модель мастер-геометрии дополнена эскизом в плоскости симметрии самолета содержащим, точки приложения нагрузок. В процессе создания КЭМ точки приложения нагрузок связаны с соответствующими частями поверхности модели мастер-геометрии фюзеляжа элементами типа RBE3, обеспечивающими передачу нагрузок без изменения жесткости модели. Закрепление КЭМ проведено в точке, соответствующей центру масс самолета и связанной с контуром крепления центроплана.

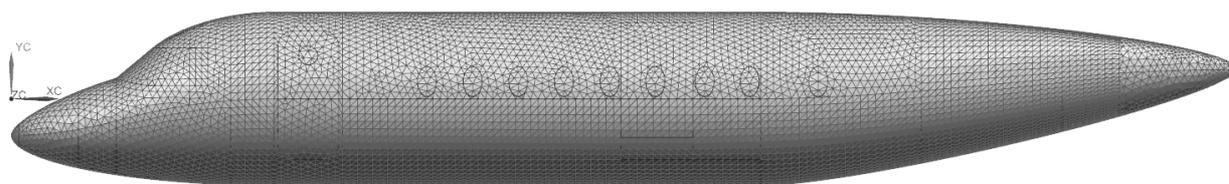


Рис. 11. КЭМ фюзеляжа самолета местных воздушных линий

Сочетания нагрузок на фюзеляж заданы в соответствии с рассматриваемыми расчетными режимами (табл. 6, 7). Аэродинамические нагрузки на фюзеляж заданы в виде аэродинамического давления и аэродинамических касательных напряжений, распределенных в соответствии с данными, импортированными из CVS файлов, полученных в результате расчета аэродинамического обтекания. Их равнодействующие (сопротивление и подъемная сила фюзеляжа) приведены в табл. 6 для справки.

Двигатели рассматриваемого самолета расположены под крылом, их вес не воспринимается фюзеляжем в расчетных случаях 1, 2, 3, однако часть тяги двигателей (значения приведены в табл. 6) уравнивает лобовое сопротивление, создаваемое фюзеляжем, и должна быть включена в расчетную схему как сила, приложенная к стыку крыла и фюзеляжа.

Таблица 6

Эксплуатационные нагрузки на фюзеляж

Нагрузка, обозначение, единица измерения	Режим полета (высота H , км; перегрузка n_y)			
	1 (11; 2,5)	2 (8; -1)	3 (0; 3,8)	4 (0; 3,8; 1)
Вес фюзеляжа G_{ϕ} , Н	27563	-11025	41895	41895
Вес экипажа $G_{\text{ЭК}}$, Н	3920	-1568	5958	5958
Вес полезной нагрузки $G_{\text{пн}}$, Н	49000	-19600	74480	74480
Вес оборудования (НЧФ) $G_{\text{об.1}}$, Н	10045	-4018	15268	15268
Вес оборудования (ЦЧФ) $G_{\text{об.2}}$, Н	23398	-9359	35564	35564
Вес носовой стойки шасси $G_{\text{нш}}$, Н	1470	-588	2234	2234
Вес основных стоек шасси $G_{\text{ош}}$, Н	13230	-5292	20110	20110
Вес оперения $G_{\text{оп}}$, Н	4043	-1617	6145	6145
Избыточное давление $p_{\text{изб}}$, Па	$0,6 \cdot 10^5$	$-0,02 \cdot 10^5$	0	0
Максимальное аэродинамическое давление $p_{a,\text{max}}$, Па	$0,11 \cdot 10^5$	$0,14 \cdot 10^5$	$0,17 \cdot 10^5$	$0,076 \cdot 10^5$
Максимальные аэродинамические касательные напряжения $s_{a,\text{max}}$, Па	35,9	34,5	62	27,3
Подъемная сила фюзеляжа, Н	2778	-9154	4644	1416
Сопротивление фюзеляжа, Н	3970	5853	4628	1607
Подъемная сила крыла Y , Н	139991	-33167	217901	-32026
Тяга двигателя $P_{\text{дв}}$, Н	3970	5853	4628	1607
Подъемная сила ГО Y_{z0} , Н	10127	10746	20891	5082

Значения подъемной силы крыла и горизонтального оперения определены из условия статического равновесия самолета. Для наземного расчетного режима из условия статического равновесия при посадке на три точки с боковым ударом дополнительно определены нагрузки от стоек шасси и подъемная сила вертикального оперения (табл. 7), при этом вес двигателей, крыла и топлива задан как внешняя нагрузка, приложенная к стыку крыла и фюзеляжа. Продольная горизонтальная составляющая нагрузок на шасси при посадке с боковым ударом несущественна, поскольку торможение колес осуществляется в процессе пробега.

Приложив все описанные выше нагрузки для каждого из расчетных режимов, получаем статически уравновешенную схему, реакции в закреплении близки к нулю и не оказывают влияния на НДС фюзеляжа.

Таблица 7

Дополнительные эксплуатационные нагрузки
на фюзеляж для наземного расчетного режима 4

Наименование, единица измерения	Высота 0 км, перегрузка $n_z = 1$
Вес фюзеляжа G_{ϕ} , Н	11025
Вес экипажа $G_{\text{ЭК}}$, Н	1568
Вес полезной нагрузки $G_{\text{НН}}$, Н	19600
Вес оборудования (НЧФ) $G_{\text{об.1}}$, Н	4018
Вес оборудования (ЦЧФ) $G_{\text{об.2}}$, Н	9359
Вес носовой стойки шасси $G_{\text{НШ}}$, Н	588
Вес основных стоек шасси $G_{\text{ОШ}}$, Н	5292
Вес оперения $G_{\text{оп}}$, Н	1617
Вес крыла, двигателей и топлива $G_{\text{кр.дв.т}}$, Н	37240
Подъемная сила ВО $Y_{\text{во}}$, Н	5500
Боковая нагрузка от носовой стойки шасси $R_{\text{НШ}}$, Н	12589
Вертикальная нагрузка от носовой стойки шасси $R_{\text{НШ}}$, Н	38872
Боковая нагрузка от основных стоек шасси $R_{\text{ОШ}}$, Н	69478
Вертикальная нагрузка от основных стоек шасси $R_{\text{ОШ}}$, Н	220274

В результате расчета определены характеристики общего НДС модели фюзеляжа при единичной толщине обшивки ($\delta = 1\text{ мм}$), для рассматриваемых расчетных режимов. Дальнейшие расчёты основаны на полученных значениях эксплуатационных растягивающих σ_1 , сжимающих σ_3 и эквивалентных $\sigma_{\text{э}}$ напряжений.

На рис.12 показан характер распределения эквивалентных напряжений Мизеса по поверхности фюзеляжа при единичной толщине обшивки для расчетного режима 1. Несмотря на то, что в данном режиме максимальные эквивалентные напряжения превышают таковые, возникающие в прочих расчетных режимах, однако характер распределения напряжений в рассмотренных режимах различается, что свидетельствует о необходимости определения максимальных эксплуатационных напряжений для каждого i -го элемента модели:

$$\sigma_{1_i}^{\max} = \max\{\sigma_{1_i}^1, \sigma_{1_i}^2, \sigma_{1_i}^3, \sigma_{1_i}^4\}; \sigma_{3_i}^{\max} = \max\{\sigma_{3_i}^1, \sigma_{3_i}^2, \sigma_{3_i}^3, \sigma_{3_i}^4\}; \sigma_{\text{э}_i}^{\max} = \max\{\sigma_{\text{э}_i}^1, \sigma_{\text{э}_i}^2, \sigma_{\text{э}_i}^3, \sigma_{\text{э}_i}^4\},$$

где i – номер элемента; $\sigma^1, \sigma^2, \sigma^3, \sigma^4$ – напряжения, возникающие в расчетных случаях 1, 2, 3, 4 соответственно.

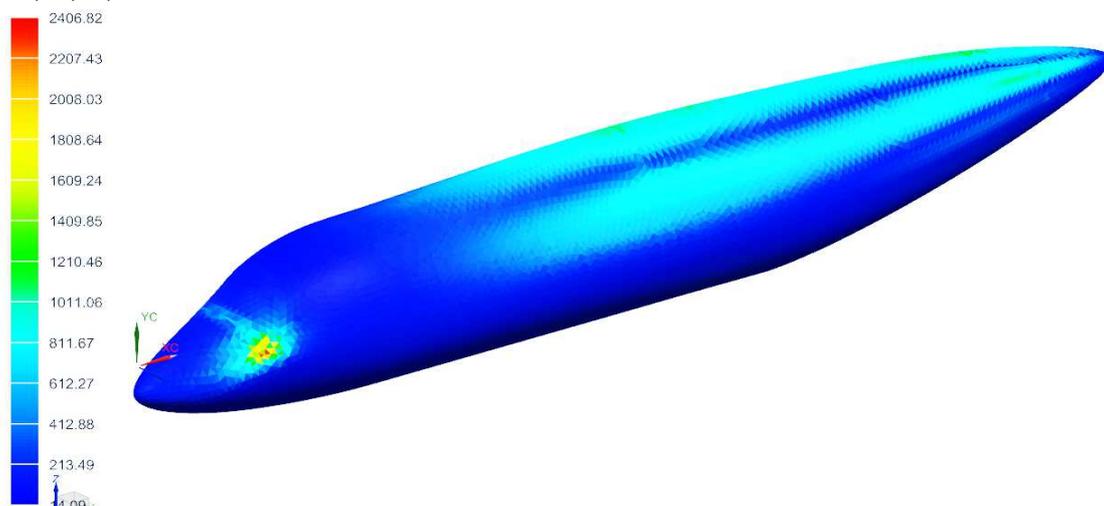


Рис. 12. Характер распределения эквивалентных напряжений

Для определения максимальных эксплуатационных напряжений воспользуемся инструментом «оглабающая» (Envelope) панели результатов, выбрав результаты расчетов в качестве исходных данных. Данный инструмент позволяет проводить сравнение напряжений в каждом i -м элементе в различных расчетных случаях и определить их максимальное значение.

Полученный характер распределения максимальных растягивающих, сжимающих и эквивалентных напряжений показан на рис. 13, 14, 15, а. На рис. 13, 14, 15, б для каждого из элементов цветом показан расчетный случай, соответствующий максимальным эксплуатационным напряжениям.

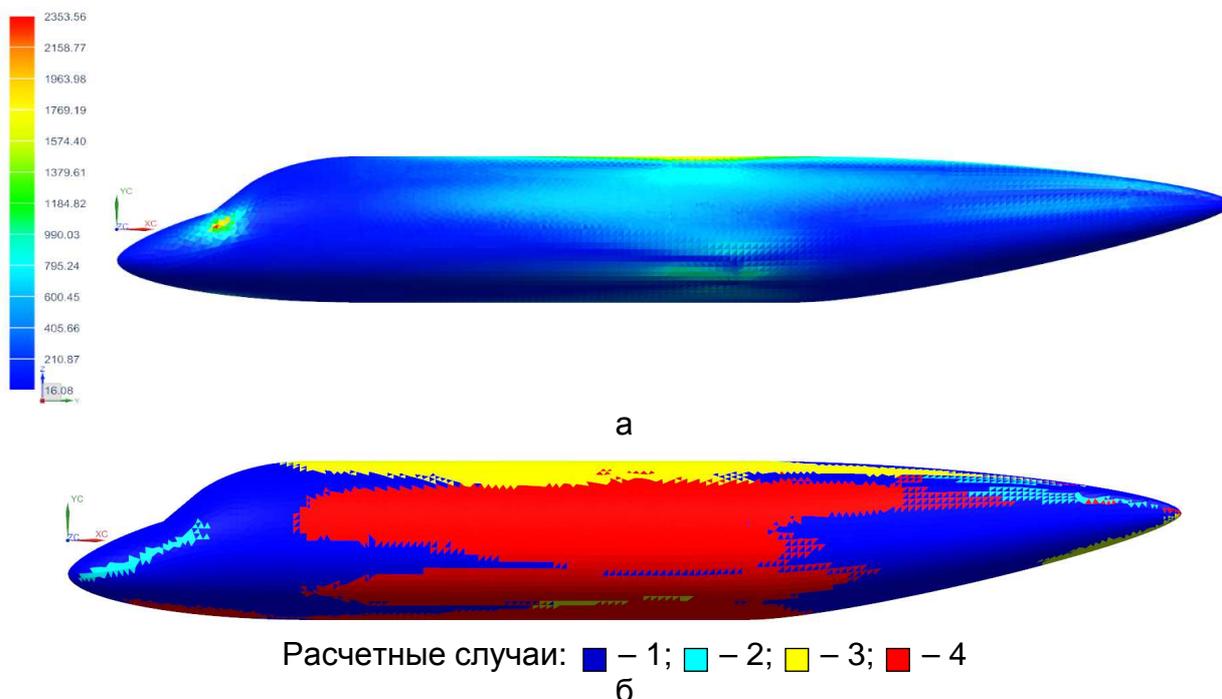


Рис. 13. Характер распределения максимальных растягивающих напряжений (а) и соответствующие им расчетные случаи для каждого из элементов (б)

Характер распределения максимальных растягивающих, сжимающих и эквивалентных напряжений (рис. 13, 14, 15 соответственно) свидетельствует о возникновении наибольших напряжений в панелях со значительной кривизной, вызванной размещением остекления кабины пилотов, а также в местах приложения нагрузок от шасси и крыла, однако максимальные значения этих напряжений в различных расчетных случаях отличаются друг от друга.

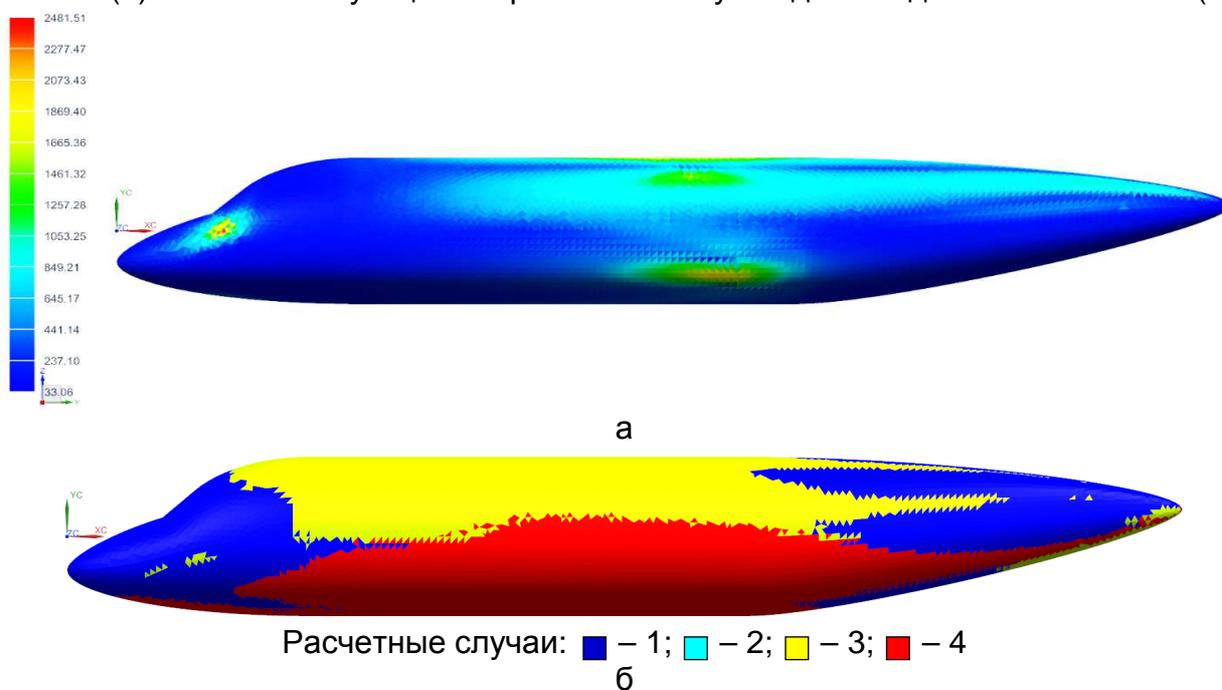
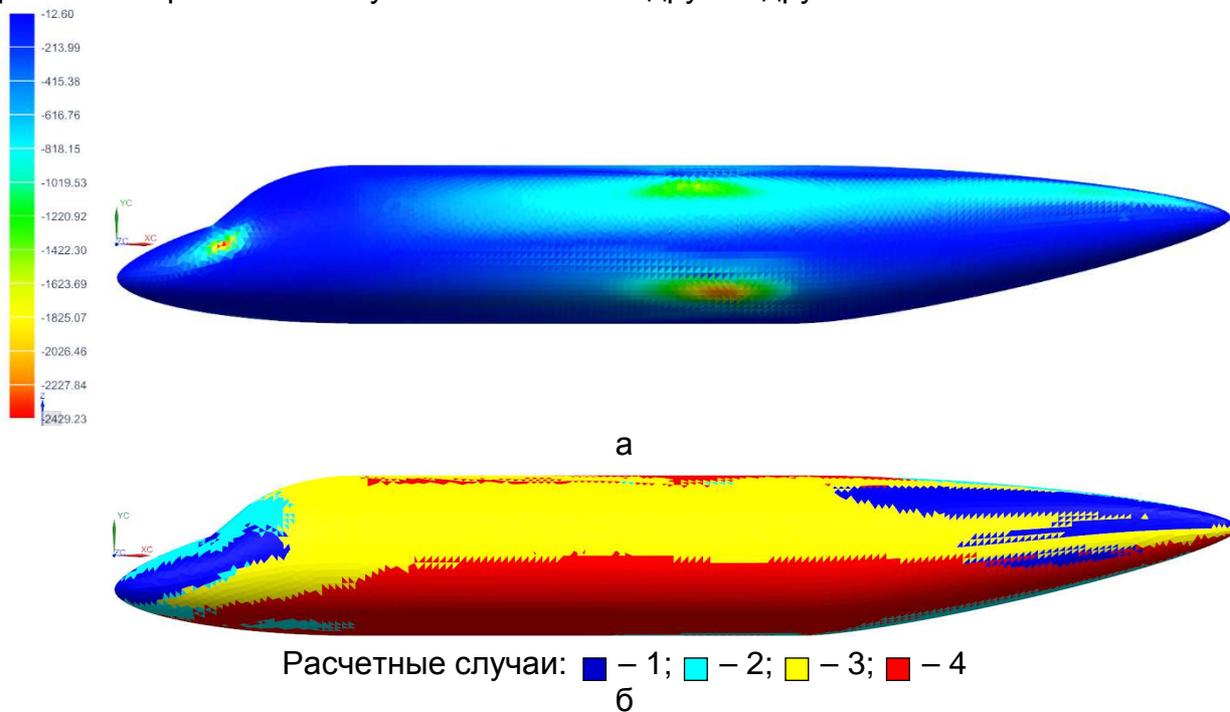


Рис. 15. Характер распределения максимальных эквивалентных напряжений (а) и соответствующие им расчетные случаи для каждого из элементов (б)

Максимальные растягивающие напряжения в НЧФ и ХЧФ возникают в расчетном случае 1. В верхних панелях центральной части фюзеляжа максимальные растягивающие напряжения – в расчетном случае 3, а в боковых панелях – в расчетном случае 4.

Максимальные сжимающие напряжения наблюдаются в верхних панелях центральной части фюзеляжа в расчетных случаях 3 и 4, а в нижних – в расчетном случае 4. В верхних боковых панелях ХЧФ и НЧФ максимальные сжимающие напряжения возникают в расчетном случае 1, в боковых панелях – в расчетном случае 3, а в зоне расположения остекления – в расчетном случае 2.

Максимальные эквивалентные напряжения наблюдаются в верхних панелях центральной части фюзеляжа в расчетном случае 3, а в нижних – в расчетном случае 4. В панелях ХЧФ и НЧФ максимальные эквивалентные напряжения возникают в расчетном случае 1.

Для расчета необходимой толщины условной обшивки определим предельно допустимые напряжения из условий прочности и долговечности конструкции:

$$\sigma_{1i}^{max} \leq [\sigma_d]; \sigma_{3i}^{max} \leq [\sigma_{кр}]; \sigma_{ei}^{max} \leq [\sigma_s],$$

где $[\sigma_d]$ – директивные напряжения брутто при заданном ресурсе $T = 80\,000$ полетов; $[\sigma_{кр}]$ – критические напряжения потери устойчивости; $[\sigma_s]$ – предел прочности материала; $\sigma_{ei}^{max} = f \cdot \sigma_{ei}^{max}$ – максимальные расчетные напряжения; коэффициент безопасности $f = 1,5$.

В первом приближении директивные напряжения определяют из условия статической прочности [1] с учетом коэффициента чувствительности материала конструкции к концентрации напряжений $K_1 = 0,93$:

$$[\sigma_{d1}] = K_1 \cdot \sigma_s = 418,5 \text{ МПа},$$

где σ_s – предел прочности материала на растяжение.

Для каждого критического элемента конструкции должен быть определен типовой спектр нагружения в эксплуатации, который основывается на типовом полете, включающем в себя все режимы полета с учетом их продолжительности. Характер нагружения конструкции в типовом полете при переходе к эквивалентному отнулевому циклу учтем исходя из гипотезы линейности накопления усталостного повреждения

$$\sigma_0^{ЭКВ} = \sqrt[m]{\sum n_i (\sigma_{0i})^m},$$

здесь n_i – количество циклов в блоке с постоянными параметрами нагружения; σ_0 – напряжения отнулевого цикла.

При составлении программы типового полета рассмотрен эксплуатационный цикл нагружения «Земля – Воздух – Земля», включающий в себя 10 циклов нагружения на воздушном этапе и 10 циклов нагружения на наземных этапах, тогда $n_1 = n_2 = n_3 = 10$.

При среднем значении действующих напряжений больше нуля напряжения отнулевого цикла находят по формуле Одингга

$$\sigma_0 = \sqrt{2 \sigma_a \sigma_{max}},$$

где σ_a – амплитудные напряжения, в рассматриваемом типовом полете $\sigma_a = 7,5$ МПа; σ_{max} – максимальные действующие напряжения в горизонтальном прямолинейном полете. В результате расчета характеристик НДС для рассматриваемого фюзеляжа получено $\sigma_{max} = 214$ МПа, тогда в первом приближении получим $\sigma_{0,1} = 56,7$ МПа, $\sigma_{0,1}^{ЭКВ} = 132,6$ МПа.

Долговечность N элементов конструкции из алюминиевых сплавов описывается степенной зависимостью кривой усталости

$$N = \frac{C}{\sigma_0^m},$$

где σ_0 – напряжения отнулевого цикла; m и C – экспериментально определяемые константы, учитывающие ресурсные свойства материала и конструктивные нерегулярности. При значениях $m = 4$, $C = 3 \cdot 10^5$ и $\sigma_{0.1}^{НКБ} = 132,6$ МПа получим $N_1 = 88\,407$.

Ресурс конструкции T определим по формуле

$$T = N/\eta,$$

где N – долговечность элементов конструкции, η – коэффициент безопасности, определяемый в соответствии с применяемыми нормами летной годности. На этапе эскизного проекта коэффициент надежности принимают $\eta = 4$. В первом приближении получим $T_1 = 22\,101$.

Найдем степень снижения уровня допускаемых напряжений K_2 во втором приближении:

$$K_2 = \sqrt[4]{T_{ТЗ}/T_1} = 1,38,$$

где $T_{ТЗ} = 80\,000$ – ресурс, заданный в техническом задании.

Эквивалентные напряжения отнулевого цикла во втором приближении равны

$$\sigma_{0.2} = \sigma_{0.1}^{НКБ}/K_2 = 96,13 \text{ МПа.}$$

Максимальные директивные напряжения брутто равны

$$[\sigma_{д.2}] = [\sigma_{д.1}]/K_2 = 303,4 \text{ МПа.}$$

Критические напряжения потери устойчивости для панелей фюзеляжа с учетом конструктивно-технологических соображений при выборе шага подкрепляющих элементов составляют не менее $[\sigma_{кр}] \approx 0,8 \cdot \sigma_s$.

Исходя из максимальных действующих эксплуатационных напряжений при единичной толщине обшивки $\delta = 1$ мм и предельных допустимых напряжений определим необходимую толщину условной обшивки в каждом элементе.

При неизменной форме оболочки для обеспечения прочности толщину условной обшивки в каждом i -м элементе необходимо увеличить пропорционально отношению действующих в нем напряжений к максимально допустимым из условия обеспечения статической прочности и ресурса:

$$\delta_{1i} \geq \frac{\sigma_{1i}^{max}}{[\sigma_2]}; \delta_{3i} \geq \frac{\sigma_{3i}^{max} \cdot f}{[\sigma_{кр}]}; \delta_{ei} \geq \frac{\sigma_{ei}^{max} \cdot f}{[\sigma_2]}.$$

Значения толщины условной обшивки в каждом из элементов модели найдем по трем критериям прочности согласно приведенным выше формулам, воспользовавшись инструментом «редукция» (Reduction) панели результатов и выбрав максимальные эксплуатационные напряжения в качестве исходных данных.

Кроме того, при определении необходимой толщины условной обшивки необходимо учитывать технологические ограничения по минимальным толщинам материалов, для алюминиевых обшивок $\delta_{min}^r \geq 1$ мм.

Воспользовавшись инструментом «оглабающая» (Envelope), получим максимальное значение необходимой толщины условной обшивки для каждого i -го элемента КЭМ:

$$\delta_i \geq \max\{\delta_{1i}, \delta_{3i}, \delta_{ei}, \delta_{min}^r\}.$$

На рис.16, а показан характер распределения необходимой толщины условной обшивки с учетом нагрузок во всех рассмотренных расчетных режимах, обеспечивающей прочность и технологичность исходя из рассмотренных критериев. На рис. 16, б для каждого из элементов цветом показан критерий, определяющий толщину условной обшивки.

Результаты расчета совпадают с естественным характером распределения материала: наибольшие толщины получены в местах расположения стыковых узлов и панелей со значительной кривизной. При этом толщина нижних и боковых панелей центральной части фюзеляжа, а также боковых панелей хвостовой части определена исходя из максимальных сжимающих напряжений, верхних панелей центральной и хвостовой части – из максимальных растягивающих напряжений. Панели НЧФ (за исключением панелей под остеклением) и нижней части ХЧФ нагружены мало, их толщина определена из технологических соображений.

Полученные значения толщины условной обшивки определены для идеализированной регулярной оболочки. В действительности фюзеляж содержит множество конструктивных нерегулярностей (вырезов, разъемов, стыков), масса которых на этапе эскизного проектирования определяется на основе опыта проектирования либо по статистическим зависимостям. Наличие таких нерегулярностей и дополнительных технологических факторов учтем при расчете массы частей конструкции фюзеляжа.

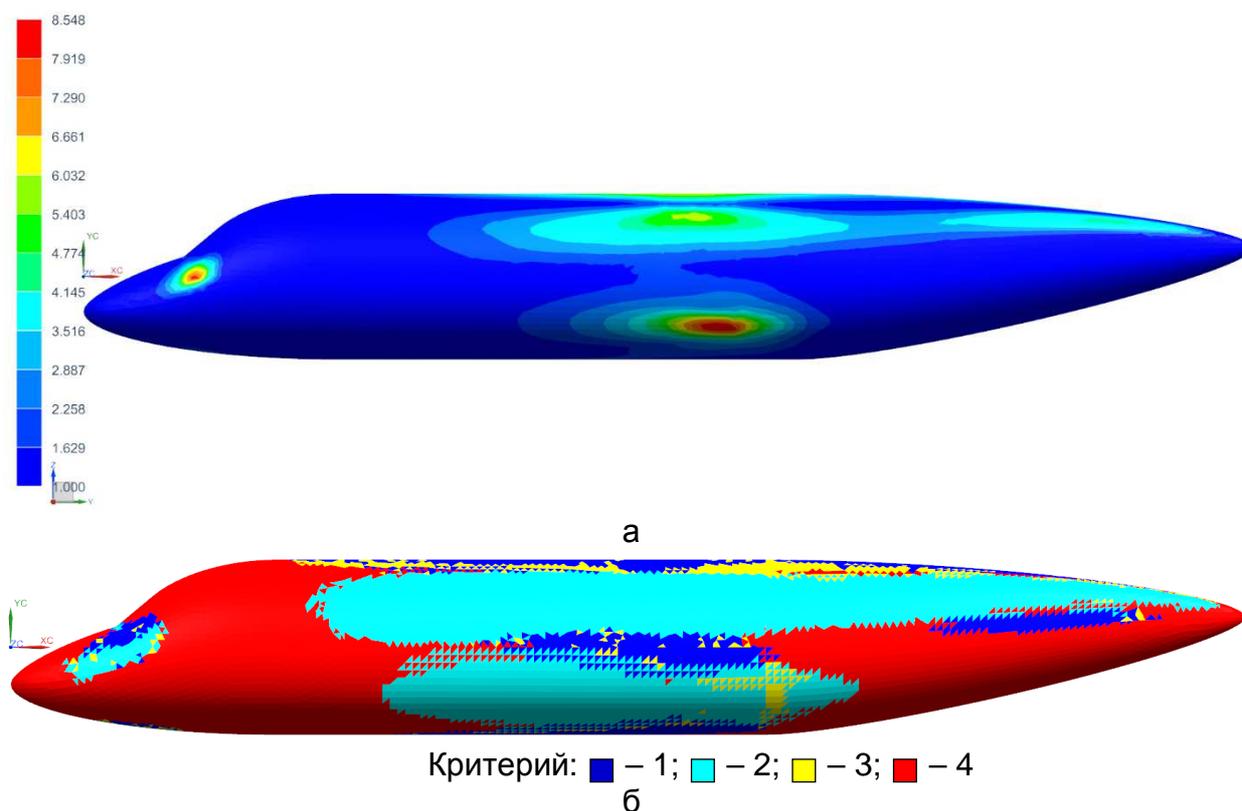


Рис. 16. Характер распределения максимальной необходимой толщины условной обшивки(а) и соответствующие критерии выбора (б)

В общем виде масса фюзеляжа состоит из массы регулярной конструкции m_{pk} (определяемой исходя из проекторочного расчета идеализированной модели) и дополнительной массы $m_{доп}$, учитывающей конструктивно-

технологические факторы. Тогда масса отдельной части фюзеляжа m_i может представлена в виде

$$m_i = m_{pk.i} + m_{доп.i}$$

Массу регулярной конструкции каждой из рассматриваемых частей фюзеляжа определим исходя из полученной толщины условной обшивки

$$m_{pk.i} = s_i \delta_i \rho_i (\sigma_{e,\phi} / \sigma_{e,i}),$$

где s_i – площадь поверхности; δ_i – средняя толщина условной обшивки; ρ_i – плотность материала; $\sigma_{e,i}$ – предел прочности материала – параметры рассматриваемой части фюзеляжа; $\sigma_{e,\phi}$ – предел прочности материала, принятого при расчете толщины условной обшивки (сплав 1163).

Характеристики материалов, применяемых в конструкции фюзеляжа, приведены в табл. 8. На этапе эскизного проектирования в качестве основного материала элементов конструкции фюзеляжа предварительно выбран алюминиевый сплав 1163, для обтекателя РЛС в целях обеспечения радиопрозрачности применен стеклопластик, для остекления кабины пилотов и иллюминаторов пассажирской кабины применяется стекло.

Таблица 8
Механические свойства применяемых материалов

№ п/п	Материал	Плотность ρ , кг/м ³	Предел пропорциональности $\sigma_{пц}$, МПа	Предел прочности при растяжении σ_e , МПа	Модуль упругости E , МПа
1	Алюминиевый сплав 1163	2770	300	450	72 000
2	Стекло закаленное	2500	–	1000	70 000
3	Стеклопластик (55% армирующего)	1800	280	300	35 000

Для обтекателя РЛС, панелей носовой части фюзеляжа, люка аварийного покидания кабины пилотов необходимо дополнительно учитывать требования обеспечения птицестойкости. Согласно исследованиям ЦАГИ [19] толщина обшивки панелей, выполненных из алюминиевых сплавов, расположенных под углом более 30° к оси фюзеляжа должна составлять не менее 1.6 мм. Исходя из условия равнопрочности толщина стеклопластикового обтекателя РЛС тогда составит 3 мм. По данным производителей авиационных стекол [18], толщина лобовых стекол кабины пилотов современных самолетов транспортной категории составляет 20...25 мм, боковых – около 10 мм. При расчете массы остекления используем среднее значение 15 мм. Толщину стекол иллюминаторов пассажирской кабины принимаем равной 10 мм.

Дополнительная масса $m_{доп.i}$ включает в себя массу дополнительных элементов конструкции $m_{дк}$ и дополнительную массу, обусловленную конструктивно-технологическими факторами $m_{км}$:

$$m_{доп.i} = m_{дк} + m_{км}$$

К массе дополнительных элементов конструкции $m_{д.к}$ относят дополнительную массу вырезов $m_{выр}$ (их окантовок и «крышек»), полов $m_{пол}$, гермоднищ $m_{гд}$ и стыковых узлов $m_{стк}$:

$$m_{д.к} = m_{выр} + m_{пол} + m_{гд} + m_{стк}.$$

Дополнительную массу выреза находят как массу регулярной конструкции, умноженную на коэффициент выреза:

$$m_{выр.i} = k_i m_{рк.i}.$$

Для рассмотренного самолета коэффициенты вырезов (табл. 9) выбраны согласно рекомендациям [4]. Высокое значение коэффициента выреза для дверей и люков связано как со значительными размерами этих вырезов так и с дополнительной массой механизмов открывания-запирания и герметизации.

Таблица 9

Коэффициенты вырезов

Остекление кабины пилотов	Иллюминаторы	Двери-люки	Ниши шасси
1,25	1,15	8	1,5

Дополнительная масса пола $m_{пол}$, гермоднищ $m_{гд}$ и стыковых узлов $m_{стк}$ определены по статистическим зависимостям [4]:

$$\begin{aligned} m_{пол} &= 4.48 \cdot d_{ф}^2 \cdot \lambda_{ф}; \\ m_{гд} &= 1.6 \cdot (\rho_{узб} + 1) \cdot d_{ф}^3; \\ m_{стк} &= 0.01275 m_0. \end{aligned}$$

Масса пола распределена между носовой, центральной и хвостовой частями пропорционально площадям их поверхности. Масса гермоднищ распределена между нишами шасси, носовой и хвостовой частями. Масса стыковых узлов распределена между силовым поясом центральной части фюзеляжа, нишами шасси и хвостовой частью.

К дополнительной массе, обусловленной конструктивно-технологическими факторами $m_{кт}$, относят массу соединений $m_{сд}$, разъемов $m_{раз}$, дополнительную массу, связанную с неточностью изготовления деталей $m_{нт}$ и ограниченной номенклатурой полуфабрикатов $m_{ном}$:

$$m_{кт} = m_{раз} + m_{сд} + m_{нт} + m_{ном}.$$

В соответствии с рекомендациями [4] к разъемам относят соединения частей агрегатов. Для фюзеляжа это соединения носовой и хвостовой частей с центральной. Дополнительная масса разъемов

$$m_{раз} = 0.1 (m_{рк} \cdot 2/3).$$

Дополнительная масса соединений вызвана необходимостью утолщения деталей и их нахлестом, приближенно её принимают равной:

$$m_{раз} = 0.1 m_{рк}.$$

Дополнительную массу, связанную с неточностью изготовления деталей $m_{нт}$ и ограниченной номенклатурой полуфабрикатов $m_{ном}$, определим по статистическим зависимостям:

$$m_{нт} = 0,05 m_{ркi};$$

$$m_{ном} = 0,05 m_{ркi}.$$

Дополнительная масса, обусловленная конструктивно-технологическими факторами, распределена между носовой, центральной, и хвостовой частями фюзеляжа пропорционально площадям их поверхности.

Исходя из полученных значений масс частей фюзеляжа рассчитаны толщины условной обшивки с учетом конструктивно-технологических факторов $\delta_{к.i} = m_i / (s_i \rho_i)$ (рис. 16) и поверхностной плотности конструкции $q_{к.i} = m_i / (s_i)$ каждой из частей. Результаты расчетов приведены в табл. 10.

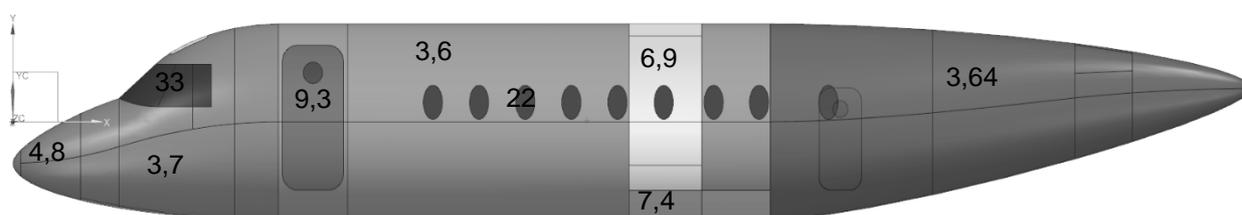


Рис. 17. Условные толщины панелей фюзеляжа

Таблица 10

Анализ массы частей конструкции фюзеляжа

Часть фюзеляжа	$m_{рк.i}$, кг	$m_{дк.i}$, кг	m_i , кг	$\delta_{к.i}$, мм	$q_{к.i}$, кг/м ²
Обтекатель	12.4 (62%)	7.5 (38%)	19.9 (2%)	4.82	8.68
НЧФ	46.3 (36%)	84 (64%)	130.3 (11%)	3.66	9.89
Остекление кабины пилотов	69 (44%)	86.3 (56%)	155.3 (13%)	33.8	84.4
Ниши шасси	20 (26%)	55 (74%)	75.5 (6%)	7.35	19.80
Иллюминаторы	36.5 (47%)	41.9 (53%)	78.4 (6%)	21.5	53.8
ЦЧФ	190 (55%)	155 (45%)	345 (28%)	3.64	9.82
Силовой пояс ЦЧФ	49.9 (54%)	42.5 (46%)	92.4 (7%)	6.94	18.70
Двери	6.62 (12%)	50.4 (88%)	57 (5%)	9.27	25.00
ХЧФ	131 (46%)	155 (54%)	286 (13%)	3.45	9.32
Фюзеляж в целом	562 (45%)	678 (55%)	1240	4.83	13.05
НЧФ	133 (42%)	187 (58%)	320 (26%)	6.58	17.78
ЦЧФ	286 (47%)	324 (53%)	611 (49%)	4.89	13.22
ХЧФ	142 (46%)	166 (54%)	309 (25%)	3.64	9.83

Поверхностная плотность конструкции $q_{к.i}$ является критерием массовой эффективности конструкции [4], позволяющим оценить интенсивность нагрузок, воспринимаемых рассматриваемой частью, и возможность дальнейшего снижения её массы.

Для частей фюзеляжа с высокой поверхностной плотностью (остекление кабины пилотов, силовой пояс центральной части фюзеляжа, двери, ниши шасси) целесообразно проводить дальнейшее уточнение расчетных нагрузок и оптимизацию конструкции.

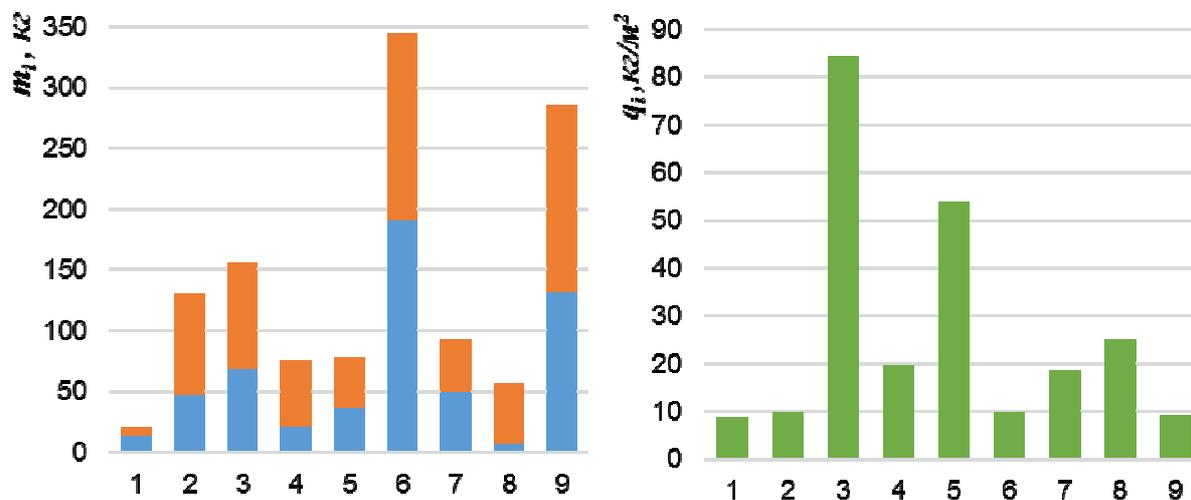


Рис. 18. Сравнительный анализ массы регулярной конструкции, дополнительной массы и поверхностной плотности частей фюзеляжа

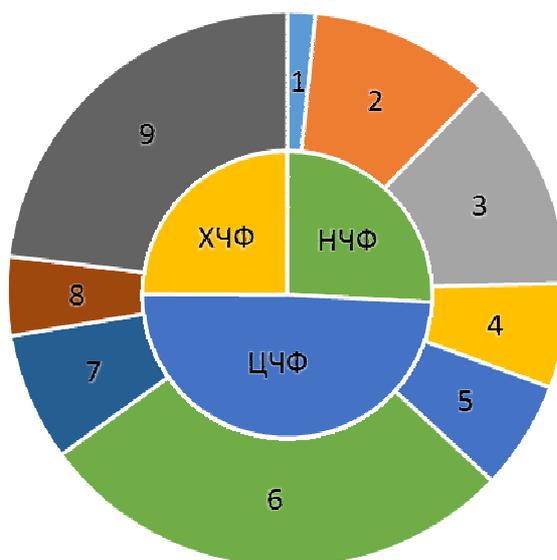


Рис. 19. Сравнительный анализ масс частей фюзеляжа

Таким образом, расчёт массы частей фюзеляжа согласно предложенной методике позволяет определить величину и пространственное распределение массы фюзеляжа во втором приближении.

Полученное значение массы фюзеляжа и её составляющих мало отличается от рассчитанного по методике Киселева В.А. (табл. 11) и лежит в диапазоне масс, определенных по формулам первого приближения (Шейнина В.М., Бадягина А.А. и Козловского В.И.), что свидетельствует о достаточной для методов второго приближения точности расчета.

При наличии более точных данных о массах прототипов целесообразно уточнение коэффициентов вырезов и статистических зависимостей.

Таблица 11

Сравнение значений масс фюзеляжа
полученных различными методами

Формула	m_f	Отклонение ε , %
Предлагаемый метод	1240	-
Козловского В.И. [4]	1250	1
Шейнина В.М. [4]	1271	1.7
Бадягина А.А. [3]	1211	-3.2
Киселева В.А. [6]	1235	-1.2

С помощью системы интегрированного проектирования Siemens NX определены массо-центровочные характеристики обобщенной КЭМ фюзеляжа с учетом пространственной конфигурации и конструкционных материалов его частей. Расчет проведен поэлементно согласно известным зависимостям:

$$x_{ц.м} = \sum x_i m_i / m_\phi = 7\,011 \text{ мм.}$$

здесь x_i – положение центра масс i -го элемента, m_i – масса i -го элемента, m_ϕ – общая масса фюзеляжа.

На рис. 20 показано положение центра масс фюзеляжа, окно вывода результатов, содержащее значения моментов инерции и координаты центра масс, цветом обозначены материалы частей фюзеляжа.

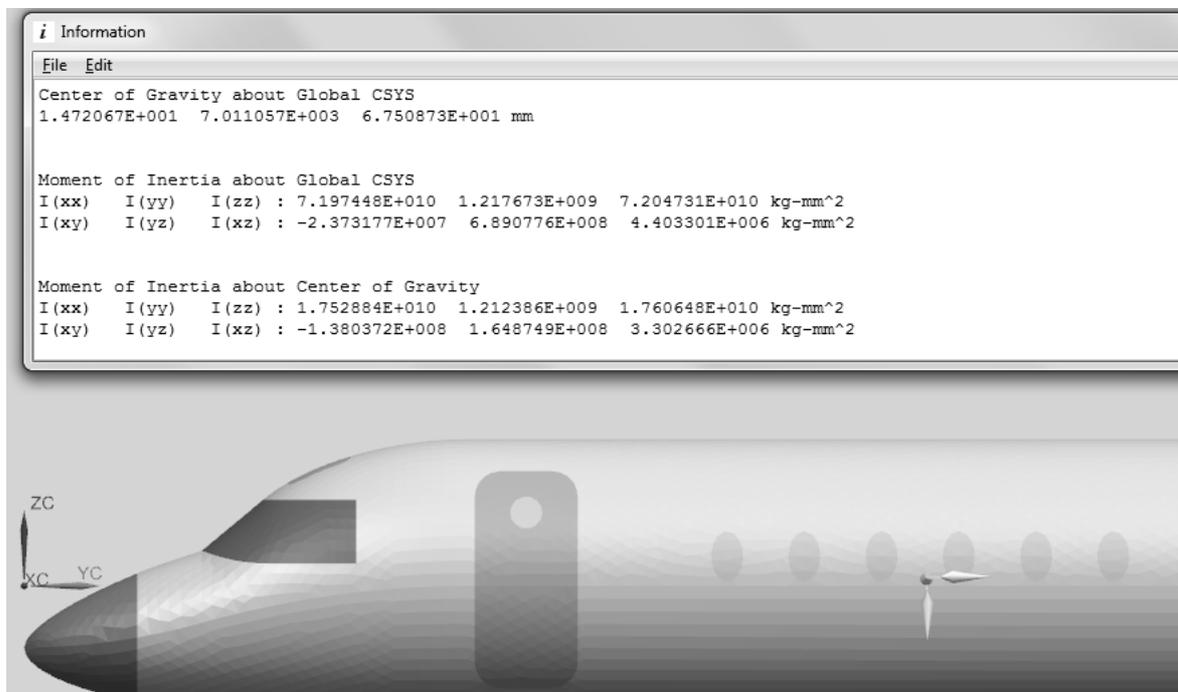


Рис. 20. Определение положения центра масс и моментов инерции фюзеляжа

Полученные массо-центровочные характеристики фюзеляжа позволяют уточнить инерционные нагрузки в неустановившихся режимах полета в процессе дальнейшего проектирования самолета.

Выводы

В результате проведенного исследования предложен и апробирован метод расчета массы фюзеляжа самолета транспортной категории во втором приближении с применением современных систем интегрированного проектирования. Результаты расчета массы фюзеляжа самолета для местных авиалиний показывают достаточную точность по сравнению с результатами расчетов, выполненных на основе применяемых ранее методов.

Предлагаемый метод целесообразно применять на этапе эскизного проектирования самолета, поскольку в расчете учтены результаты предварительного проектирования, профиль типового полета, нагрузки в расчетных режимах полета, характеристики материалов конструкции и дополнительные конструктивно-технологические факторы.

Представление исходных данных о геометрических характеристиках в виде модели мастер-геометрии фюзеляжа соответствует принципам интегрированного проектирования и позволяет определять величину и характер распределения массы фюзеляжа до создания модели распределения пространства.

Применение конечноэлементных параметрических моделей с ассоциативными связями дает возможность оперативно изменять геометрические параметры модели и оценивать характер их влияния на массу фюзеляжа и его частей.

В ходе исследования предложено разделение фюзеляжа на функционально-технологические части позволяющее учесть их характерные особенности, определить характер распределения массы фюзеляжа и его массо-центровочные характеристики.

Непосредственная передача аэродинамических нагрузок из КЭМ аэродинамического обтекания в КЭМ конструкции фюзеляжа обеспечивает учет различного характера их распределения по поверхности фюзеляжа в каждом из расчетных режимов.

Предлагаемая обобщенная КЭМ дает возможность рассчитать минимально необходимую толщину условной обшивки регулярной конструкции фюзеляжа из условия его прочности и долговечности. При этом методика обработки результатов расчета позволяет определить поэлементно расчетный режим полета, в котором возникают максимальные напряжения и критерий, ограничивающий толщину условной обшивки.

При расчете масс частей фюзеляжа учтены дополнительные конструктивные и технологические факторы: дополнительные массы окантовок, вырезов, стыков, соединений, накладок и пр. В результате сравнительного анализа масс частей фюзеляжа определены части конструкции, требующие более детального исследования.

Предлагаемый метод позволяет уточнить положение центра масс и моменты инерции фюзеляжа с учетом характера распределения массы фюзеляжа, что необходимо для расчета летно-технических характеристик самолета и нагрузок на фюзеляж в неустановившихся режимах полета.

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 3 ч. / 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]: справ. / В.М. Шейнин, В.И. Козловский. – 2-е изд., перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1984. – 552 с.
5. Толмачев, В.И. Методика весового расчета транспортных самолетов [Текст]: учеб. пособие по дипломному проектированию и выполнению лабораторных работ по курсу "Проектирование самолетов" / В.И. Толмачев, С.А. Бычков. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1983. – 23 с.
6. Киселев, В.А. Проектировочный расчет веса и прочности фюзеляжей пассажирских самолетов [Текст]: В. А. Киселев. –// Труды / Центр. аэрогидродинам. ин-т им. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ) М. : Изд. отд. ЦАГИ, 1970 – Вып. 1263 – 88 с.
7. Рябченко, В.М. Проектировочная модель несущей конструкции фюзеляжа пассажирского самолета [Текст]: / В. М. Рябченко, В. А. Лавриненко, В. Д. Первак // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. – Х., 2011. – Вып. 2(66). – С. 42-48 .
8. Расчет рационального распределения силового материала фюзеляжей пассажирских самолетов / В. А. Лавриненко, В. Е. Луханин, В. Д. Первак, В. М. Рябченко // Прочность конструкций летательных аппаратов : темат. сб. науч. тр. / - Х.: ХАИ, 1987. – С. 29-35 .
9. Лавриненко, В.А. Развитие интегрированного программного средства формирования массы фюзеляжа пассажирского самолета [Текст]: / В. А. Лавриненко, В. Д. Первак, В. М. Рябченко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии . – Х.: ХАИ, 1999. – Вып. 5. – С. 106-110
10. Кан, С.Н. Расчет самолета на прочность [Текст]: учеб. для авиационных ВТУЗов / С. Н. Кан, И. А. Свердлов. – М. : Оборонгиз, 1940. – 638 с.
11. 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.
12. 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.
13. 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.
14. Метод интегрированного анализа напряженно-деформированного состояния элементов конструкции носовой части фюзеляжа самолета транспортной категории. [Текст] / А.С. Чумак // Открытые информационные и компьютерные инте-

- рированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып.69. – Х., 2014. – С.215–244.
15. Метод интегрированного анализа влияния параметров НЧФ на характеристики эффективности самолета транспортной категории [Текст] / А.С. Чумак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып.73.–Х., 2015. – С.215–244.
 16. Холявко, В.И. Расчет аэродинамических характеристик самолета. [Текст]: учеб. пособие / В.И. Холявко. – Ч.1 – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1991. – 72 с.
 17. Peter Vink And Klaus Brauer, Aircraft Interior Comfort and Design. – London – New York: Taylor & Francis Group, Boca Raton, 2011. – 130 p.
 18. Бутаев, А. М. Прочность стекла. Ионнообменное упрочнение / А. М. Бутаев. - Махачкала : ДГУ, 1997. – 253 с.
 19. Семышев, С.В. Использование MSC.DYTRAN для разработки инженерных методик оценки прочности элементов конструкции летательного аппарата при ударных взаимодействиях: тез. докл. Российской конференции пользователей систем MSC 2001 года. – М., 2001. – 21с.

Поступила в редакцию 15.09.2015

Метод інтегрованого аналізу маси фюзеляжу літака для місцевих авіаліній у другому наближенні

Запропоновано метод аналізу маси фюзеляжу літака для місцевих авіаліній з застосуванням методів і систем інтегрованого проектування (Siemens NX) та інженерного аналізу (ANSYS CFX). Створено параметричні моделі майстер-геометрії, аеродинамічного обтікання фюзеляжу та узагальнена скінченноелементна модель конструкції фюзеляжу. Удосконалено метод розрахунку маси фюзеляжу в другому наближенні шляхом уточненого визначення характеристик напружено-деформованого стану за допомогою узагальненої скінченноелементної моделі фюзеляжу. Масу фюзеляжу визначено з умови забезпечення його міцності та заданого ресурсу з урахуванням додаткових конструктивних і технологічних вимог до конструкції. Апробацію методу проведено в ході проектування літака для місцевих авіаліній.

Ключові слова: фюзеляж, розрахунок маси, товщина умовної обшивки, оболонка, гермокабіна, параметрична модель, літак місцевих авіаліній.

Method of local airliner fuselage mass integrated analysis in second approximation.

A method of local airliner fuselage mass integrated analysis with aid of CAD (Siemens NX) and CAE (ANSYS CFX) systems is proposed. Fuselage parametric master geometry, aerodynamic flow and generalized structure finite element models were created. Second approximation fuselage mass calculation method was improved by more precise fuselage stressed state definition area with aid of generalized finite element model. Fuselage mass is defined from static structural and fatigue strength conditions taking in account additional design and manufacturing requirements to the structure. The method was applied in local airlines airplane design.

Keywords: fuselage, mass calculation, conventional skin thickness, shell, pressurized cabin, parametric model, local airlines airplane.