

Метод интегрированного анализа напряженно-деформированного состояния элементов конструкции носовой части фюзеляжа самолета транспортной категории

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

Проведен анализ характерных особенностей носовых частей фюзеляжей самолетов транспортной категории, разработана программа типового полета самолета для местных авиалиний и определены параметры полета на расчетных режимах. Предложен метод интегрированного анализа напряженно-деформированного состояния элементов конструкции носовой части фюзеляжа самолета с помощью систем CAD/CAM/CAE. Предложенный метод включает в себя создание модели аэродинамического обтекания и конечно-элементной модели конструкции носовой части фюзеляжа, а также передачу информации о нагрузках между ними. Выполнен анализ полученных результатов с точки зрения обеспечения прочности и долговечности конструкции носовой части фюзеляжа самолета транспортной категории.

Ключевые слова: носовая часть фюзеляжа, напряженно-деформированное состояние, конструкция, конечно-элементная модель, интегрированный анализ НДС, шпангоут, панель, обтекатель, программа типового полета.

В процессе создания авиационной техники значительную роль играет применение инновационных методов проектирования и конструирования его узлов и агрегатов [1]. Интегрированный анализ авиационных конструкций предполагает совмещённое решение задач газовой динамики и статической прочности. Средства для решения таких задач существуют в современных системах интегрированного проектирования и инженерного анализа [2]. Однако методы их применения для авиационных конструкций с учетом необходимых требований и ограничений не изложены в доступных публикациях.

Определение характеристик общего напряженно-деформированного состояния (НДС) является одной из задач, подлежащих решению в процессе интегрированного проектирования узлов и агрегатов авиационной техники [3]. Для решения этой задачи широкое применение получили программные комплексы, реализующие расчет методом конечного элемента. Этот метод позволяет получать результаты высокой точности, однако точность результатов в первую очередь зависит от точности исходных данных о величине и распределении нагрузок. В процессе анализа общего НДС фюзеляжа, значительные нагрузки от крыла и оперения позволяют пренебрегать местными неравномерностями распределения воздушной нагрузки и ограничиваться решением однодисциплинарной задачи, решаемой в рамках одной конечно-элементной модели и одного расчетного модуля [4, 5].

В процессе проектирования и параметрического моделирования носовой части фюзеляжа (НЧФ) самолета транспортной категории необходимо обеспечить:

- высокое качество поверхности НЧФ, поскольку характер обтекания НЧФ в значительной мере определяет характер обтекания остальных частей самолёта;
- соответствие требованиям норм летной годности АП-25 к прочности, жёсткости конструкции и обзору из кабины пилотов;

- птицестойкость;
- молниезащиту;
- радиопрозрачность обтекателя отсека метеорадара;
- герметичность пассажирской и пилотской кабин;
- защиту от террористической угрозы со стороны пассажиров.

В отличие от сверхзвуковых летательных аппаратов [6] для самолетов транспортной категории характерны дозвуковые скорости полета, нагрузки от аэродинамического нагрева незначительны.

Одной из особенностей НЧФ являются значительные величины местных воздушных нагрузок, поэтому расчет характеристик НДС должен быть непосредственно интегрирован с расчетом аэродинамического обтекания фюзеляжа. Полученное в результате поле распределения аэродинамических нагрузок рассматривается как часть исходных данных при прочностном расчете. Следовательно, поскольку допустимые деформации НЧФ сравнительно малы, необходимо решить задачу одностороннего взаимодействия газа и конструкции [2, 7]. Решение такой мультидисциплинарной задачи возможно средствами системы инженерного анализа ANSYS, содержащей расчетные модули численного моделирования течений газов и анализа напряженно-деформированного состояния твердого тела, а также средства передачи информации между ними.

Традиционно на этапах предварительного и эскизного проектирования самолета НЧФ [8] рассматривали как часть фюзеляжа, характеристики НДС элементов конструкции оценивались в рамках общего НДС фюзеляжа, результаты проектировочных расчетов элементов конструкции которого аппроксимировались на конструкцию НЧФ. Неточность определения нагрузок и внутренних силовых факторов, возникающая при этом вследствие сложной геометрической формы НЧФ, компенсировалась избытком прочности, устраняемым на последующих этапах проектирования и производства самолета, по мере получения и уточнения экспериментальных данных об аэродинамических нагрузках и выполнения прочностных испытаний. Такой подход приводит к увеличению количества необходимых уточнений и изменений в конструкции на этапах рабочего проектирования и экспериментального производства, что связано с существенными затратами [1, 8], а также усложняет общую оптимизацию конструкции НЧФ.

Предлагаемый метод предполагает частичную замену натурального эксперимента численным моделированием на ранних стадиях проектирования в целях более точного определения рациональных проектных параметров НЧФ и сокращения количества изменений в конструкции на дальнейших этапах проектирования.

Целью работы является разработка метода интегрированного анализа напряженно-деформированного состояния элементов конструкции носовой части фюзеляжа самолета транспортной категории с помощью систем CAD/CAM/CAE Siemens NX 7.5 и ANSYS 14.

В процессе разработки метода необходимо решить следующие задачи:

- на основании результатов предварительного проектирования самолета разработать модель мастер-геометрии фюзеляжа;
- сформировать исходные данные для определения расчетных нагрузок;

- разработать модель аэродинамического обтекания фюзеляжа самолета для получения данных о воздушных нагрузках;
- на основании результатов предварительных проектировочных расчетов элементов конструкции разработать модель мастер-геометрии распределения пространства НЧФ;
- разработать конечно-элементную модель конструкции НЧФ;
- выполнить расчет для заданных режимов полета самолета;
- проанализировать результаты расчета с точки зрения обеспечения статической прочности и долговечности конструкции НЧФ.

Исходные данные для расчета основаны на требованиях технического задания на проектирование самолета, дополнены результатами предварительного проектирования [9] и расчета аэродинамических и летно-технических характеристик. В результате автоматизированного формирования облика самолета определен общий вид самолета, показанный на рис. 1.

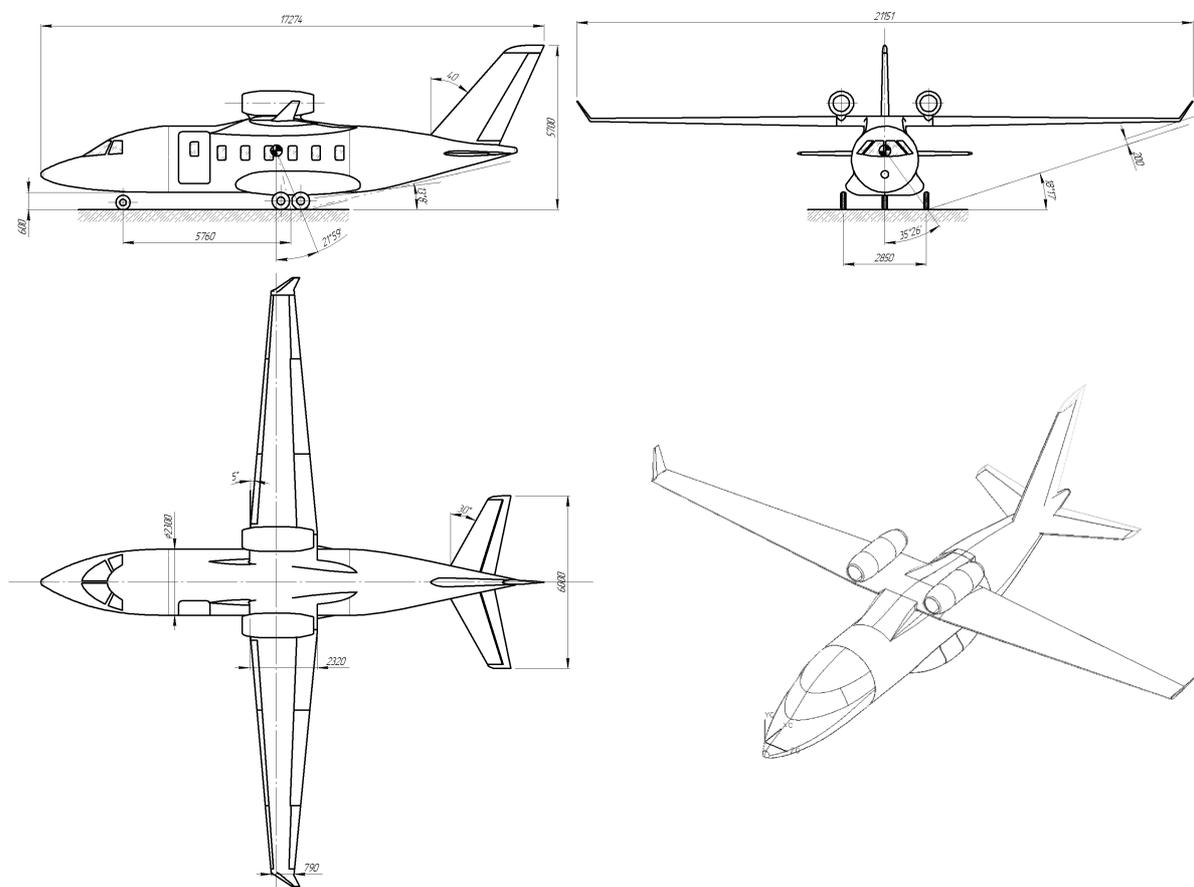


Рис. 1. Общий вид самолета для местных воздушных линий

Модель мастер-геометрии самолета изображена на рис. 2.

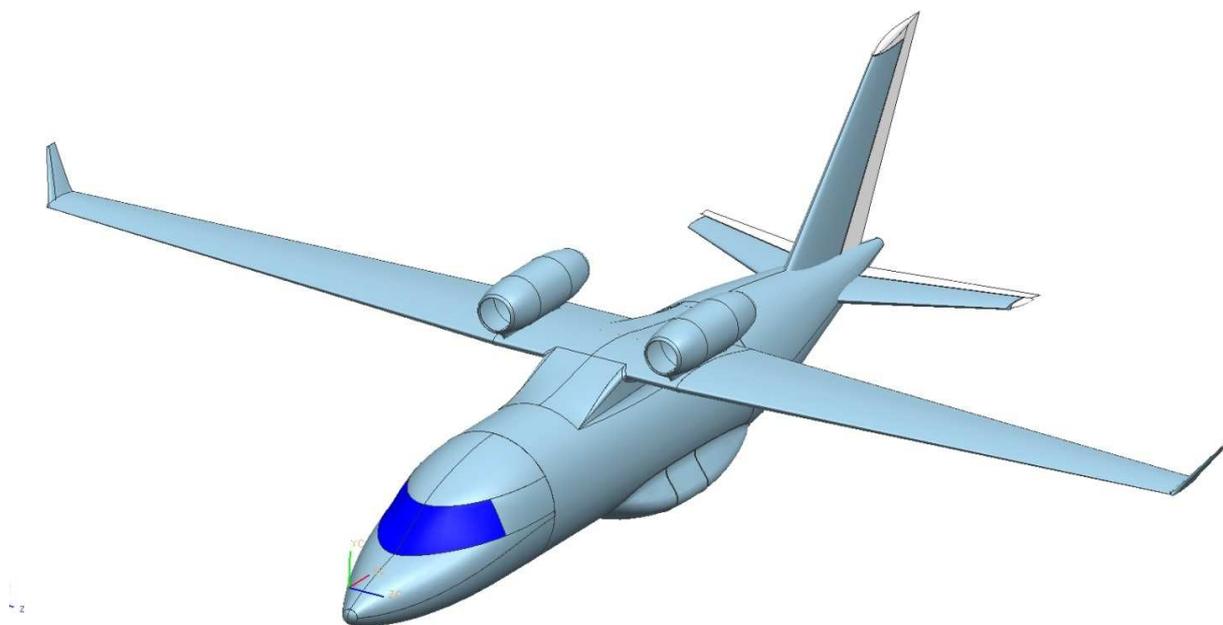


Рис. 2. Мастер-геометрия самолета для местных воздушных линии

Параметрическая модель-мастер геометрии НЧФ входит в состав модели мастер-геометрии фюзеляжа самолета [10].

Для выбора конструктивно-силовой схемы (рис. 3) и предварительного проектировочного расчета элементов конструкции НЧФ применяли существующие аналитические методы [11].

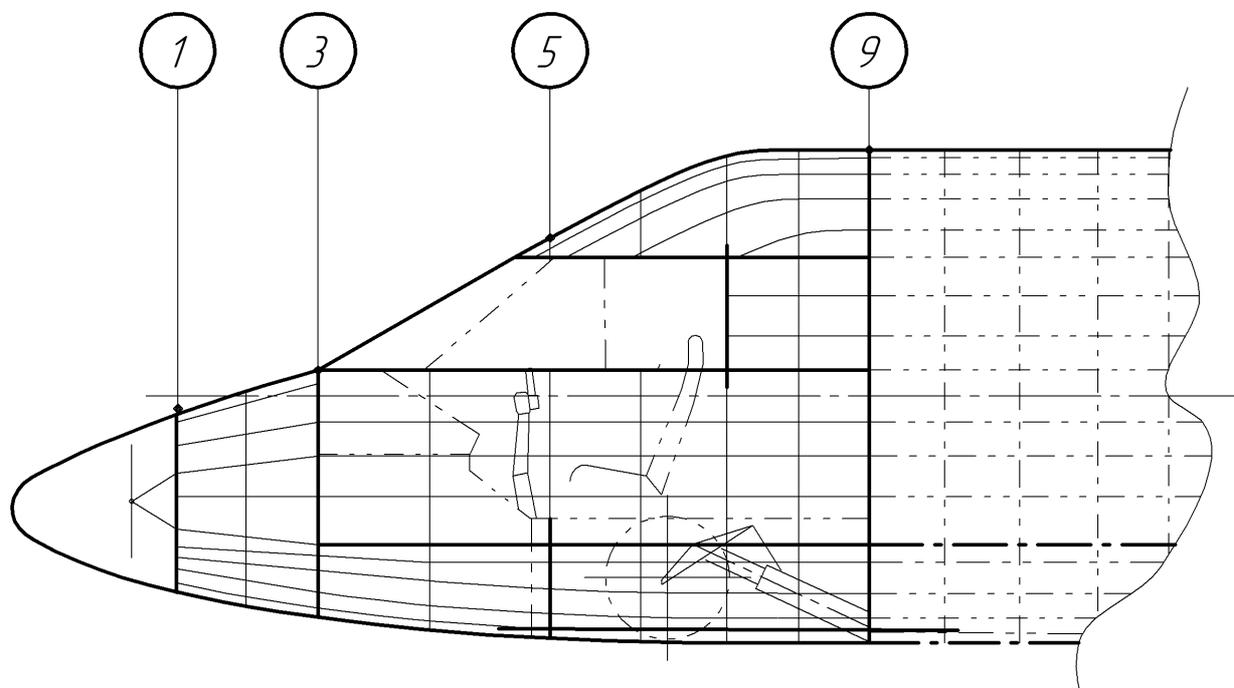


Рис. 3. Фрагмент конструктивно-силовой схемы НЧФ

Обтекатель метеорадаара выполнен радиопрозрачным, конструктивно-силовая схема – монокок. Толщина стеклопластиковой обшивки $\delta = 5 \text{ мм}$.

Поскольку в НЧФ имеется значительный по размерам вырез для фонаря кабины пилотов, начиная от силового шпангоута 1 целесообразно применять балочно-лонжеронную конструктивно-силовую схему, при этом функции лонжеронов выполняют окантовочные силовые балки и балки крепления пола герметичной кабины. Силовые шпангоуты 1 и 9 – стыковые, шпангоут 3 – герметичный.

Ниже представлены основные геометрические параметры конструкции НЧФ:

- шаг шпангоутов $a = 250 \dots 500 \text{ мм}$,
- шаг стрингеров $b = 150 \dots 200 \text{ мм}$,
- толщина обшивки $\delta = 1,5 \text{ мм}$,
- площадь стрингера $f = 50 \text{ мм}^2$,
- высота пояса рядового шпангоута $h = 50 \text{ мм}$.

В соответствии с полученными геометрическими параметрами была создана параметрическая модель распределения пространства НЧФ, фрагмент которой показан на рис. 4.

На основании исходных данных и требований норм летной годности самолетов транспортной категории АП-25 (пп.25.321 - 25.373) для высот 0 и 11 км определены максимальные расчетные скорости полета, максимальные эксплуатационные нормальные перегрузки и соответствующие углы атаки (табл. 2), построена огибающая условий полета при маневрах (рис. 5) и профиль типового полета (рис. 6), цифры на рис. соответствуют обозначению расчетного режима в табл. 2.

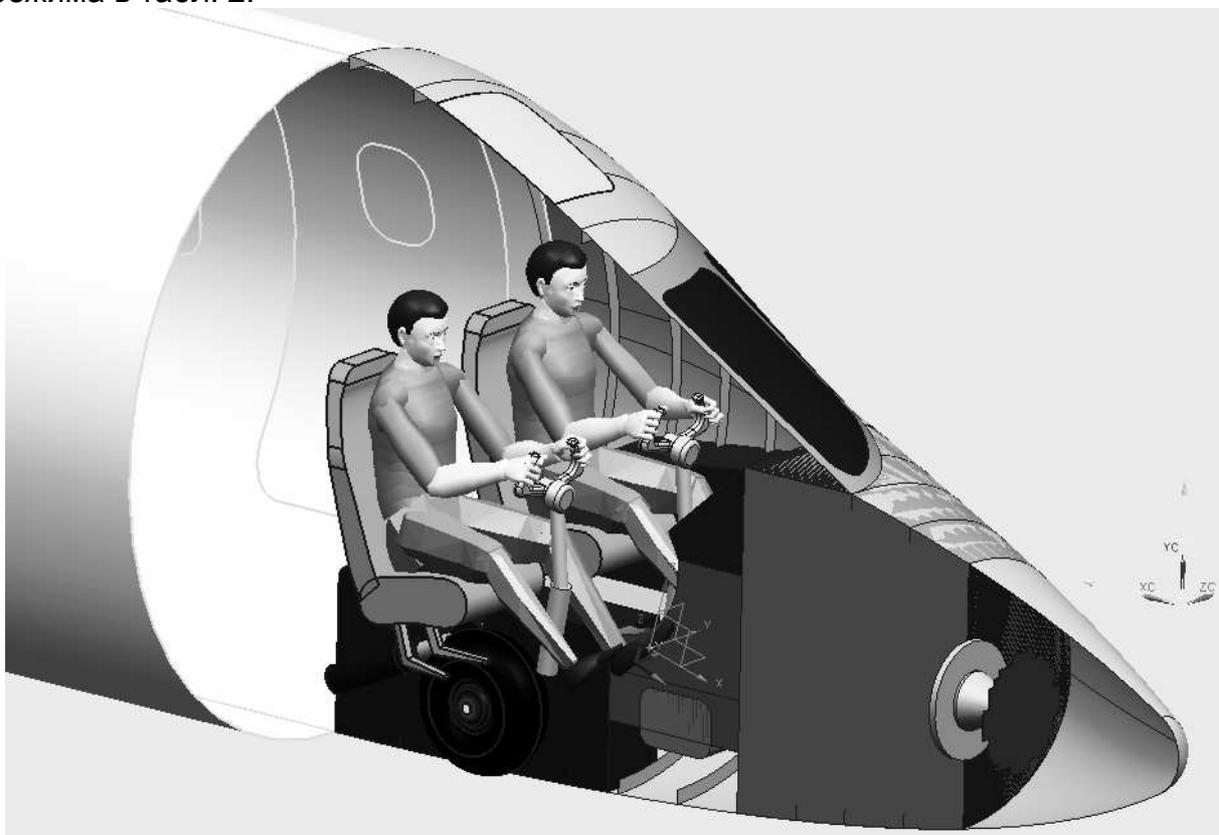


Рис. 4. Фрагмент модели распределения пространства НЧФ

Табл. 1. Параметры расчетных режимов полета

№ п/п	Краткое описание	Нормальная перегрузка n (угол атаки α)	Скорость полета V , км/ч (число M)	Высота полета H , км (избыточное давление p , атм.)
1	Горизонтальный полет с максимальным наддувом кабины	1 (0)	1035 (0,975)	11 (0,53)
2	Полет на малых углах атаки с максимальным скоростным напором	1 (0)	1072 (0,875)	0 (0,53)
3	Разрежение в фюзеляже в результате экстренного снижения	1 (0)	1072 (0,875)	0 (-0,15)
4	Маневр с максимальной нормальной перегрузкой на малой высоте	2,8 (15°)	1072 (0,875)	0 (0)
5	Маневр с максимальной нормальной перегрузкой с наддувом кабины	2,8 (15°)	1035 (0,975)	11 (0,53)
6	Маневр с максимальной нормальной перегрузкой на малой высоте со скольжением $\beta = 5^\circ$	2,8 (15°)	1072 (0,875)	0 (0)
7	Маневр с отрицательной нормальной перегрузкой на малой высоте	-1 (-10°)	1072 (0,875)	0 (0)
8	Маневр с отрицательной нормальной перегрузкой с наддувом кабины	-1 (-10°)	1035 (0,975)	11 (0,53)

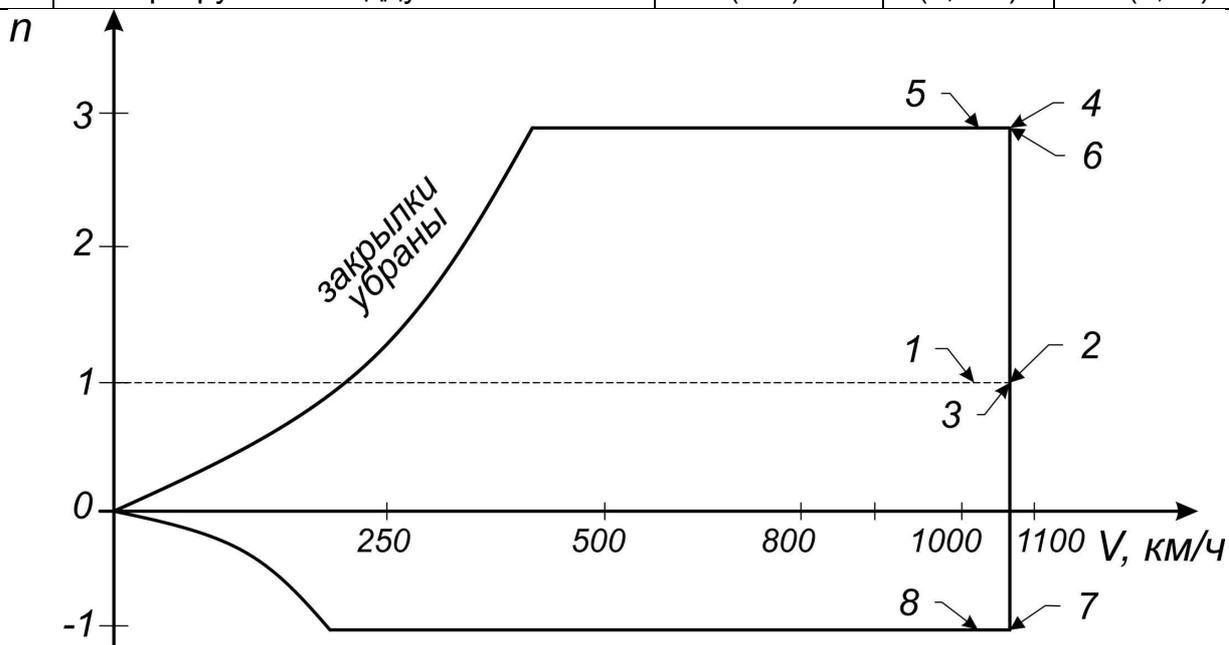


Рис. 5. Огибающая условий полета при маневрах:
1-8 – обозначения расчетного режима полета в соответствии с табл. 2.

Поскольку предметом данной работы является интегрированный анализ общего НДС с учетом воздействия аэродинамических нагрузок и давления внутри герметичной кабины, рассмотрены преимущественно полётные случаи

нагрузки, соответствующие максимальным значениям скоростного напора, в сочетании с давлением наддува фюзеляжа. Наземные случаи нагружения, динамические нагрузки от столкновения с птицей, переходные процессы и неустановившиеся режимы полета являются предметом дальнейших исследований.

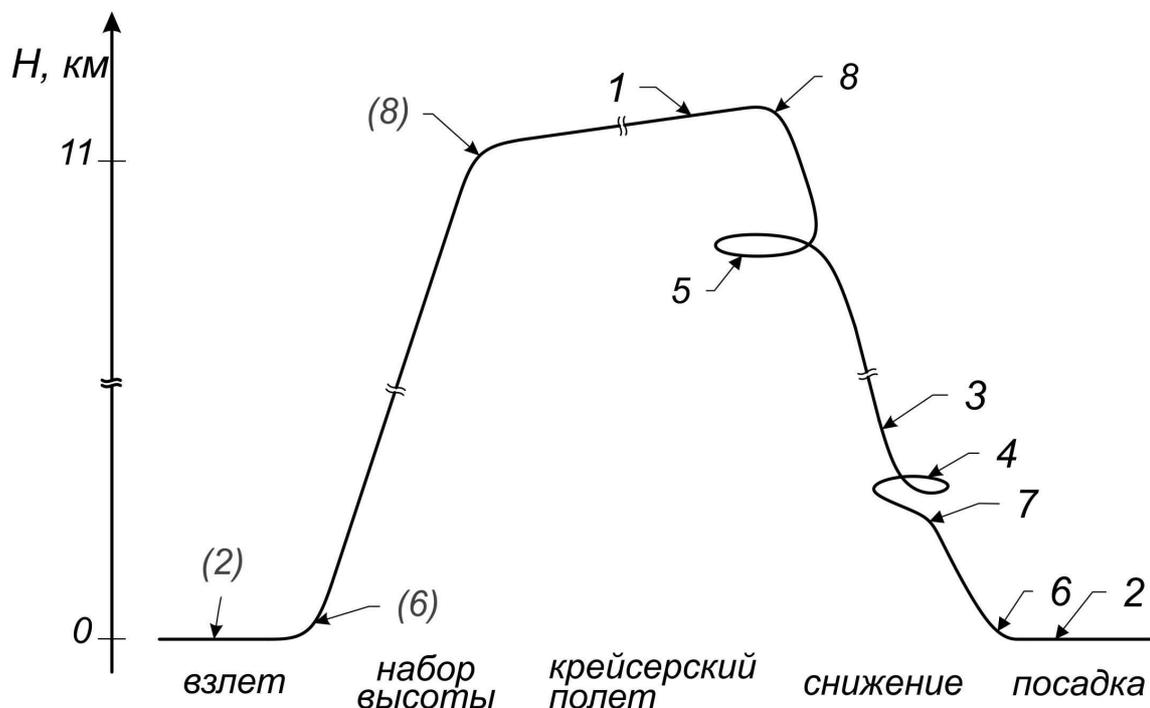


Рис. 6. Профиль типичного полета:

1-8 – обозначения расчетного режима полета в соответствии с табл. 2.

Рассматриваемые расчетные режимы полета позволяют оценить характеристики общего НДС элементов конструкции, возникающего в результате воздействия эксплуатационных нагрузок, в горизонтальном полете и при выполнении установившихся маневров с максимальными положительными и отрицательными нормальными перегрузками на крейсерской высоте и у земли.

Кроме того рассмотренные режимы полета соответствуют случаям полета в неспокойной атмосфере и наземным случаям нагружения, при которых нормальная перегрузка не превосходит величину максимальной эксплуатационной перегрузки, определенной согласно АП-25 п. 25.337.

Рассмотренный режим полета со скольжением соответствует случаю воздействия бокового порыва при выполнении маневра в вертикальной плоскости. Режим полета с давлением внутри фюзеляжа ниже атмосферного (отрицательным избыточным давлением) возможен при экстренном снижении на высоте менее 2400 м, при ограниченной пропускной способности клапана выравнивания давления.

Предлагаемый метод реализован в среде *Workbench* системы инженерного анализа *ANSYS Multiphysics*. Данная среда позволяет использовать различные модули системы в рамках проектного подхода [11], предоставляя наглядное

представление их взаимосвязей. Кроме того важным фактором, повлиявшим на выбор системы инженерного анализа, стала возможность получения повторяемых и верифицируемых результатов решения задачи обтекания фюзеляжа самолета при вычислительных ресурсах, ограниченных возможностями персонального компьютера.

На этапе моделирования аэродинамического обтекания фюзеляжа применяли модуль Fluid Flow CFX. Задачу аэродинамического обтекания носовой части рассматривали как часть задачи обтекания фюзеляжа самолета в целом. Прочие агрегаты самолета (крыло, шасси, оперение) в рамках данной модели не рассматривали, поскольку, располагаясь на значительном расстоянии по потоку, на обтекание НЧФ влияния не оказывают. С учетом сложности формы НЧФ и параметров расчетных режимов полета решали задачу околозвукового, пространственного аэродинамического обтекания фюзеляжа потоком сжимаемого газа с учетом вязкости и теплопереноса.

Параметрическая модель мастер-геометрии поверхности фюзеляжа создана с применением системы интегрированного проектирования Siemens NX и импортирована в качестве исходной геометрической модели с помощью открытого формата IGES. Сшивка поверхностей модели, преобразование в твердотельную модель выполнены средствами редактора геометрии Design Modeller, с помощью которого также была создана расчетная область и заданы расчетные углы атаки и рыскания. Размеры расчетной области (43x22x17 м) выбраны таким образом, чтобы их изменение не приводило к существенным изменениям результатов расчета.

Для создания конечно-элементной модели применялся стандартный компонент *Meshing*. Для получения более точной картины обтекания вблизи поверхности НЧФ использовали измельчение сетки на грани (*Face Sizing*) и измельчение сетки в пограничном слое (*inflation*). В результате получена конечно-элементная модель (рис. 7) с числом элементов около 10^6 , при длине ребра элемента на поверхности фюзеляжа 10 мм.

Выбор расчетной модели, задание граничных условий и параметров аэродинамической среды осуществляли с помощью компонента *Setup* модуля *Fluid Flow CFX*. Параметры аэродинамической среды (температура, плотность, давление, кинематическая вязкость) заданы в соответствии с характеристиками воздуха на высоте, характерной для соответствующего расчетного режима полета (табл. 2) и международной стандартной атмосферы (ГОСТ 4401-81 «Международная стандартная атмосфера»). В качестве термодинамической модели была выбрана модель идеального газа. 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.

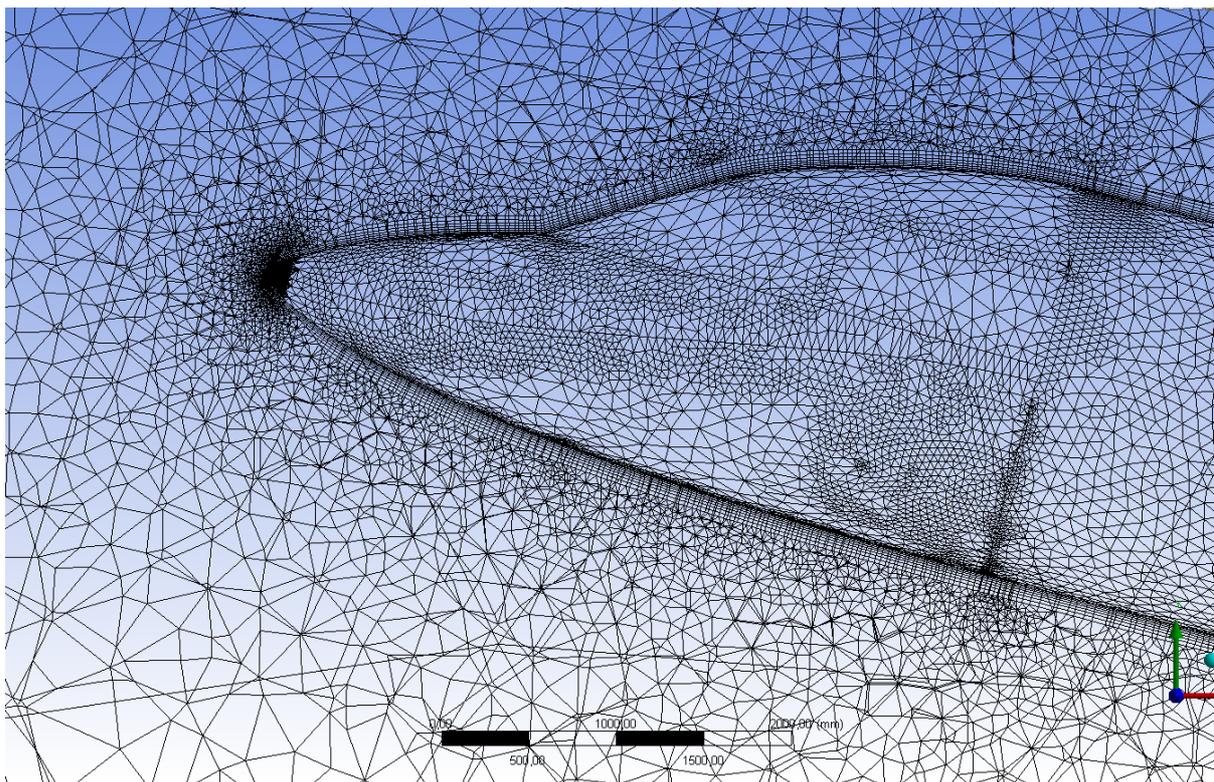


Рис. 7. Фрагмент пространственной конечно-элементной модели аэродинамического обтекания фюзеляжа

Граничные условия заданы на гранях расчетной области:

- нормальная скорость на входе – в соответствии с расчетным режимом полета;
- относительное давление на выходе – 0 Па ;
- свободное скольжение на верхней, нижней и боковых гранях (нормальная составляющая скорости равна 0);
- условие «прилипания» на поверхности фюзеляжа (скорость равна 0).

В случае симметричных течений возможно применение граничного условия симметрии для сокращения количества расчётных элементов, однако в целях унификации модели для симметричных и несимметричных случаев такое решение не применяли.

Контроль хода расчета осуществлялся с помощью компонента *Solution Display Monitor*. Расчет продолжался до достижения удовлетворительной сходимости (менее 10^{-4}) по всем критериям, занимая от 30 до 120 минут. На рис. 8 показана зависимость критериев сходимости (средних по расчетной области разностей массы M , турбулентности T , энергии E) от номера шага t .

Для вывода и визуализации результатов расчета модели применяли компонент CFD-Post модуля CFX. В качестве контрольных параметров рассматривали число Маха и относительное давление.

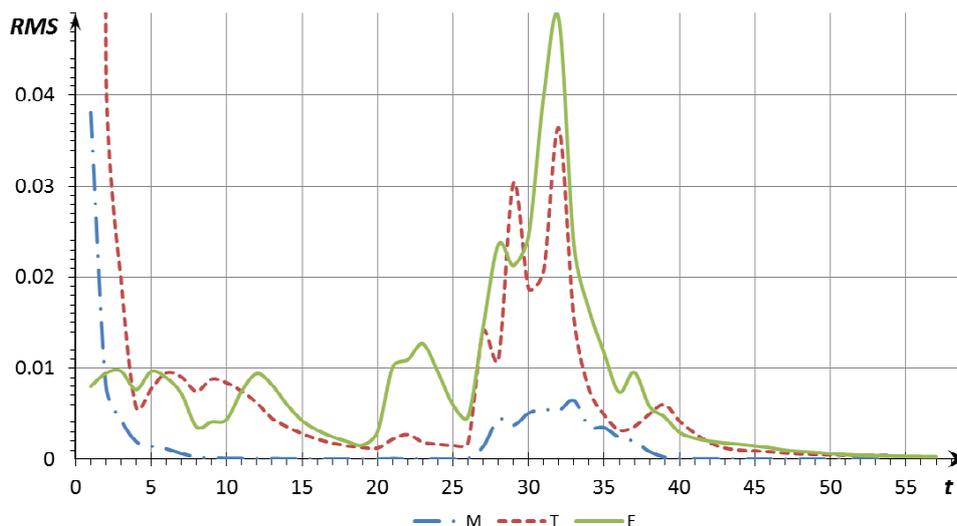


Рис. 8. Сходимость счета для расчетного случая 5

На рис. 9 и 10 представлен характер распределения этих параметров в плоскости симметрии самолета и на поверхности фюзеляжа для расчетного случая 5. Контрольные параметры незначительно меняются на границах расчетной области, что свидетельствует о её допустимых размерах относительно размеров модели фюзеляжа. Число Маха на значительном удалении от поверхности модели (0.975) соответствует заданному режиму полета. Вблизи поверхности фюзеляжа наблюдается торможение потока на носовом обтекателе и за хвостовой частью фюзеляжа, значительное ускорение потока вблизи переходов от носовой и хвостовой частей к цилиндрической части фюзеляжа, что характерно для скачков уплотнения. Максимальное местное число Маха потока достигает 1.476 в верхней части фюзеляжа, вблизи стыка носовой части с цилиндрической, что приводит к максимальному разрежению (-8,3 кПа). Распределение относительного давления по кривой образованной пересечением поверхности фюзеляжа с плоскостью симметрии (рис. 10), для всех расчетных случаев показано на рис. 11. Максимальные значения относительного давления (60...70кПа) характерны для носового обтекателя на малых высотах (случаи 7, 2, 4, 6), максимальное разрежение (-40 кПа) возникает в верхней части НЧФ при полете на больших углах атаки (случаи 4, 6).

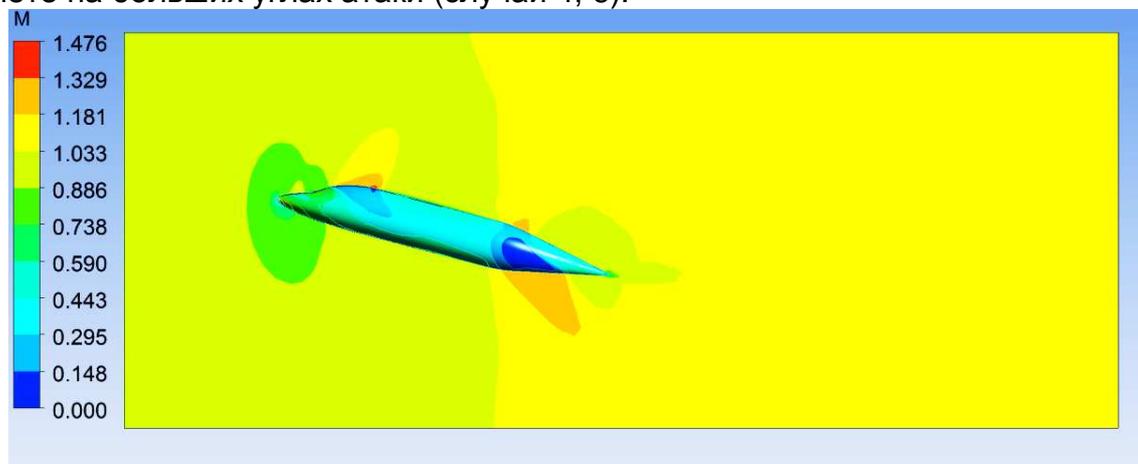


Рис. 9. Характер распределения числа М в плоскости симметрии фюзеляжа для расчетного случая 5

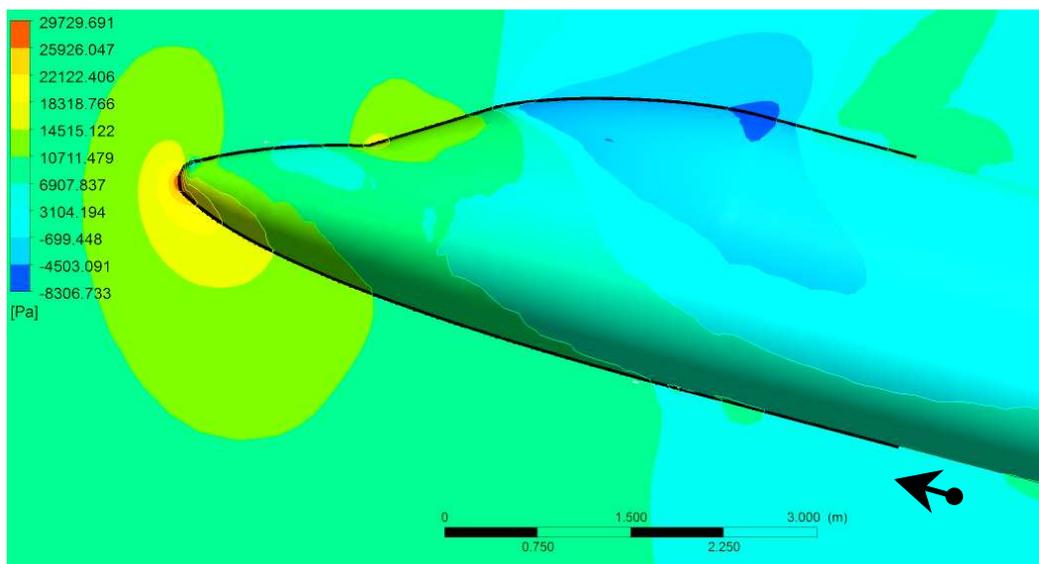


Рис. 10. Характер распределения давления набегающего потока по поверхности НЧФ для расчетного случая 5 (стрелкой показано направление отсчета длины кривой пересечения поверхности фюзеляжа с плоскостью симметрии)

Количественную верификацию результатов проводили путем сравнения полученных аэродинамических характеристик фюзеляжа с теоретическими [12]. В табл. 2 приведены значения аэродинамических характеристик фюзеляжа (отнесённые к площади крыла) для всех расчетных случаев. Поскольку расчетные числа Маха находятся в диапазоне 0.8...1, теоретические значения получены методом аппроксимации характеристик определенных для дозвукового ($M = 0,8$) и сверхзвукового ($M = 1,2$) обтекания. Полученная погрешность не превосходит 5%, что допустимо на этапе эскизного проектирования. При получении более точных данных натурного аэродинамического эксперимента возможно дальнейшее уточнение модели.

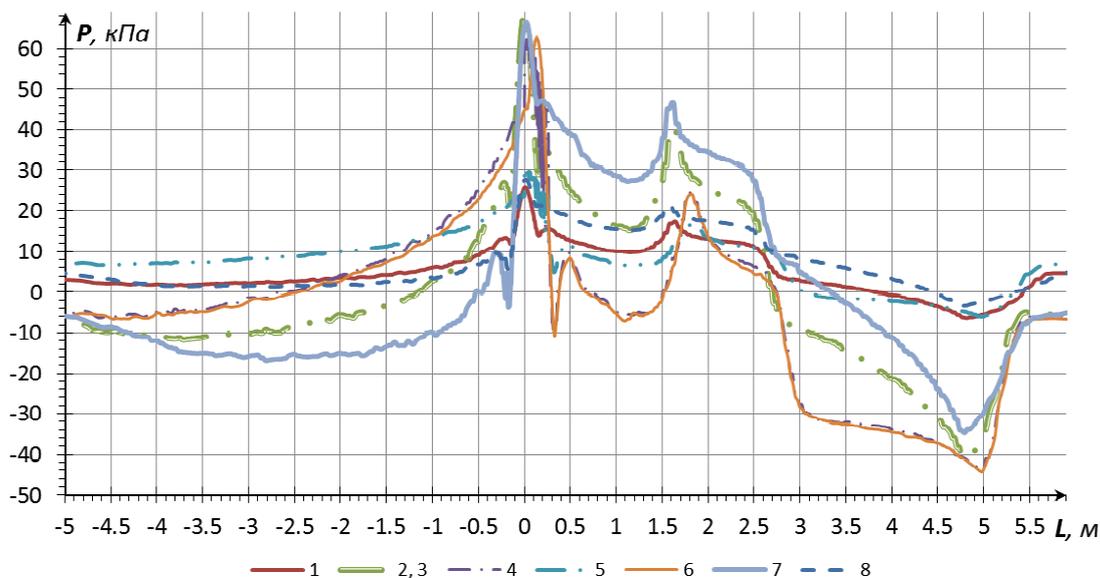


Рис. 11. Распределение давления набегающего потока в сечении НЧФ плоскостью симметрии фюзеляжа:
1-8 – обозначение расчетного режима полета в соответствии с табл. 2

Табл. 2. Сравнение результатов численного эксперимента с теоретическими значениями аэродинамических характеристик

№ п/п	Высота полета H , км	Скорость полета V , км/ч (число M)	Угол атаки α	$Cx_{расч}$ ($Cx_{теор}$)	Погрешность ε , %	$Cy_{расч}$ ($Cy_{теор}$)	Погрешность ε , %
1	11	1035 (0,975)	0	0,11867 (0,12176)	2,5	-0,00305 (0,00312)	2,3
2 3	0	1072 (0,875)	0	0,05458 (0,05246)	4,0	-0,00143 (0,00148)	3,7
4	0	1072 (0,875)	15°	0,06400 (0,6147)	4,1	0,05702 (0,05795)	1,5
5	11	1072 (0,875)	15°	0,16064 (0,15687)	2,4	0,10451 (0,10721)	2,5
6	0	1035 (0,975)	15°	0,06055 (0,05924)	2,2	0,05748 (0,05582)	3,0
7	0	1072 (0,875)	-10°	0,06011 (0,05738)	4,8	-0,03372 (0,03238)	4,1
8	11	1072 (0,875)	-10°	0,03067 (0,03049)	0,6	-0,01306 (0,01343)	2,8

Таким образом, характеристики течения (давление, плотность, скорость, температура) определены в каждой из расчетных ячеек конечно-элементной модели обтекания фюзеляжа, верифицированы и сохранены в базе данных проекта. Результаты расчета в элементах, расположенных на поверхности фюзеляжа, необходимо преобразовать в нормальные и тангенциальные нагрузки и передать аппроксимированные значения на элементы конечно-элементной модели конструкции в виде граничных условий (рис. 12). Среда *Workbench* позволяет в значительной степени автоматизировать эту работу.

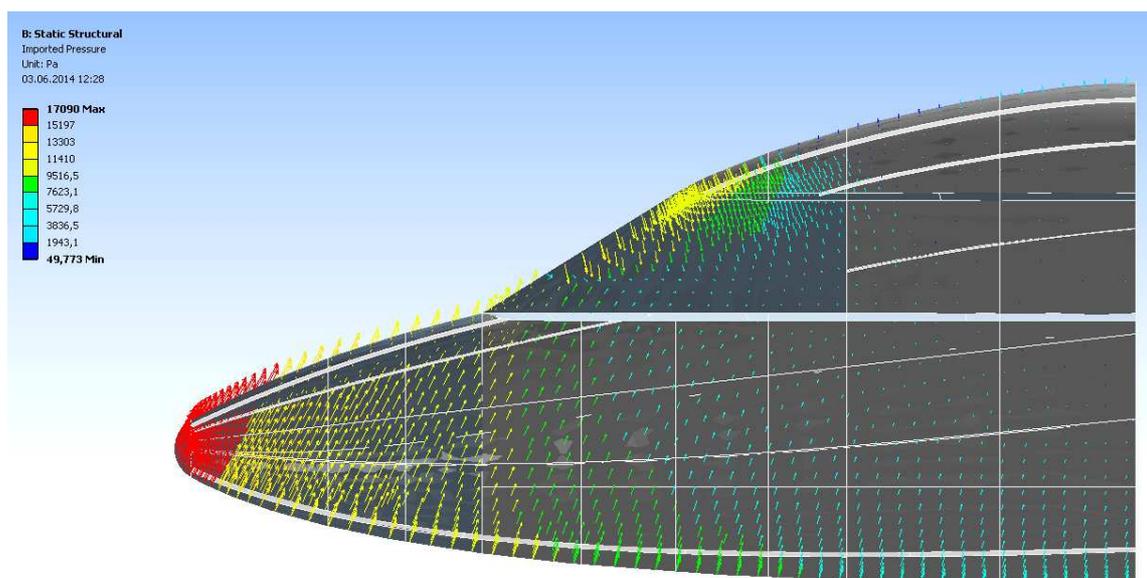


Рис. 12. Характер распределения воздушной нагрузки для расчетного случая 5

Расчет характеристик НДС элементов конструкции проводили с применением модуля *Static Structural*.

С помощью компонента Engineering Data заданы свойства применяемых материалов (табл. 3).

Табл. 3. Механические свойства применяемых материалов

№ п/п	Материал	Плотность ρ , кг/м ³	Предел пропорциональности $\sigma_{пц}$, МПа	Предел прочности при растяжении $\sigma_{в}$, МПа	Модуль упругости E , МПа
1	Алюминиевый сплав 1163	2770	300	450	7 200
2	Сталь 30ХГСА	7800	830	1080	21 000
3	Стекло	2500	–	1000	7 000
4	Стеклопластик (55% армирующего)	1800	250	300	3 500

Поскольку проектировочный расчет проводят исходя из эксплуатационных нагрузок, предполагается работа материалов в пределах упругих деформаций. Необходимым и достаточным является задание линейных моделей свойств материалов.

На рис. 13 показана расчетная схема НЧФ.

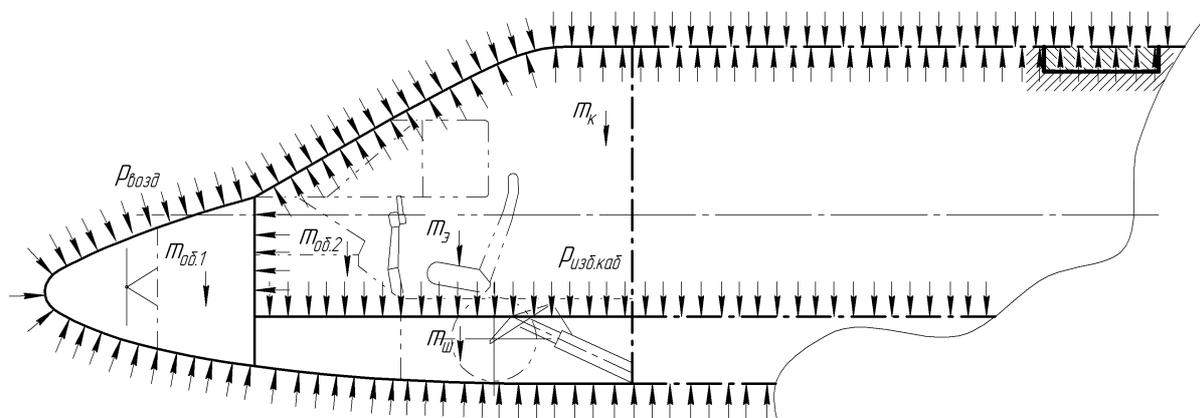


Рис. 13. Расчетная схема нагрузок и закрепления НЧФ:

m_k – масса конструкции; m_n – масса экипажа; $m_{об.1}$, $m_{об.2}$ – масса оборудования; $p_{изб.каб}$ - избыточное давление воздуха внутри герметичной кабины; $p_{возд}$ – нагрузка от аэродинамических сил, штриховкой условно отмечены граничные условия закрепления

Закрепление проведено по стыку цилиндрической части фюзеляжа с центропланом, поскольку такой способ соответствует действительной конструктивно-силовой схеме и позволяет снизить влияние жесткого закрепления на рассматриваемую часть конструкции. Следовательно, в целях создания реалистичных условий закрепления моделируют конструкцию фюзеляжа в целом,

однако моделирование цилиндрической и хвостовой частей фюзеляжа не выполняют детально, так как они не являются объектом исследования.

Параметрическая модель, включающая в себя мастер-геометрию поверхности и теоретические оси элементов конструкции фюзеляжа, создана с помощью системы интегрированного проектирования Siemens NX и импортирована в качестве исходной геометрической модели. Дальнейшая подготовка геометрической модели (задание толщин листовых деталей и сечений балочных элементов) выполнена средствами редактора геометрии *Design Modeller*.

Для передачи нагрузок между различными элементами конструкции в модели заданы необходимые связи элементов с помощью инструментов панели *connections*.

Конечно-элементная модель конструкции фюзеляжа построена с применением компонента *Meshing*. Преимущественно применены призматические элементы с четырехугольным основанием, размер элементов выбран с учетом адаптации к геометрическим особенностям из условия сходимости результатов расчета. В табл. 4 перечислены элементы конструкции и соответствующие им типы элементов.

Полученная конечно-элементная модель содержит около 20 000 элементов, что позволяет проводить расчет в течение нескольких минут.

Граничные условия заданы в соответствии с расчетной схемой (рис. 12) – закрепление фюзеляжа по стыку с центропланом, нагрузки:

- от аэродинамических сил;
- давления внутри герметичной кабины;
- массы оборудования пилотской кабины;
- массы оборудования в отсеке авиационного оборудования;
- массы пилотов;
- массы носовой стойки шасси;
- массы конструкции.

Табл. 4. Свойства конечно-элементной модели элементов конструкции

№ п/п	Элемент конструкции	Материал	Тип конечного элемента
1	Обтекатель РЛС	Стеклопластик	Оболочка
2	Обшивка	1163	Оболочка
3	Балки крепления фонаря и пола	30ХГСА	Балка
4	Пол кабины пилотов	1163	Оболочка
5	Стрингеры	1163	Балка
6	Пояса шпангоутов	1163, 30ХГСА	Балка
7	Стенки шпангоутов	1163	Оболочка
8	Остекление кабины пилотов	Стекло	Оболочка

Значения и направления нагрузок с учетом эксплуатационной нормальной перегрузки заданы в соответствии с расчетным режимом полета (табл. 2). Поэлементные значения нагрузки от аэродинамических сил, полученные в

результате расчета обтекания фюзеляжа, загружены из базы данных проекта (рис. 11).

Величина избыточного давления внутри кабины (0,53 атм) определена в соответствии с требованием АП 25 п.25.841 обеспечить давление внутри кабины эквивалентное давлению на высоте не более 2400 м над уровнем моря, и характеристиками международной стандартной атмосферы.

Массы оборудования, пилотов и шасси заданы в соответствии с результатами расчета взлетной массы самолета в третьем приближении и приложены в виде распределенных нагрузок в узлах крепления кронштейнов и кресел. Такое решение связано с устранением возможных сингулярностей, вызванных сосредоточенными силами для улучшения сходимости расчета.

Вес конструкции, приложенный в виде инерционной нагрузки, с учетом эксплуатационных перегрузок, рассчитан системой автоматически на основе заданных геометрических параметров модели и плотностей материалов.

В результате выполнения описанной подготовки модели и последующих расчетов, получены характеристики напряженно-деформированного состояния элементов конструкции для рассматриваемых режимов полета: деформации, суммарные перемещения, перерезывающие силы, изгибающие моменты, растягивающие σ_1 и сжимающие напряжения σ_2 , напряжения сдвига τ , эквивалентные напряжения Мизеса σ_e , удельная энергия деформирования W .

Ниже показан характер распределения характеристик общего НДС элементов конструкции НЧФ в целом (рис. 14 – 17) для одного из наиболее нагруженных расчетных режимов полета – случая 5, маневра с максимальной перегрузкой, при максимальном избыточном давлении, а также характеристики НДС наиболее нагруженных элементов конструкции (рис. 18 – 24) для всех рассмотренных расчетных режимов.

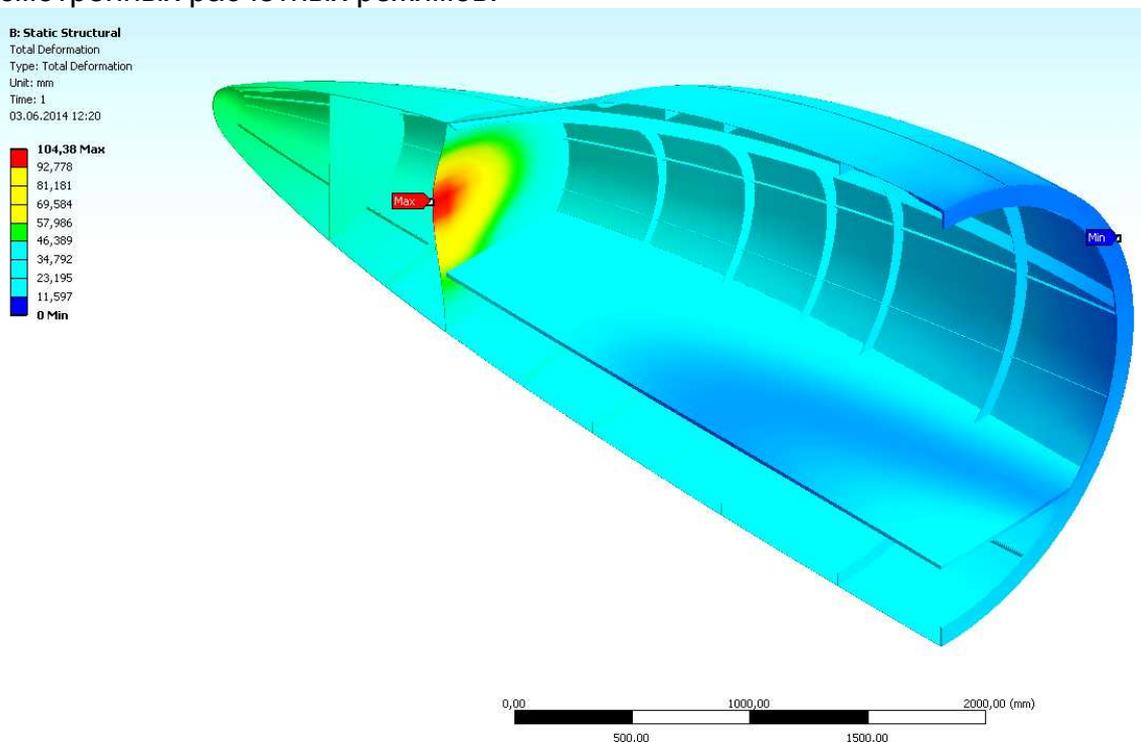


Рис. 14. Характер распределения перемещений для расчетного случая 5

На рис. 15 показан характер распределения суммарных перемещений. Максимальные суммарные перемещения, возникающие в стенке герметичного шпангоута 3 (104 мм), превосходят допустимые, что свидетельствует о необходимости более детального проектирования шпангоута с учетом требований жёсткости, усиления стенки подкрепляющими элементами.

Характер распределения эквивалентных напряжений Мизеса σ_e показан на рис. 15. Максимальные действующие эквивалентные напряжения в поясе шпангоута 8 превосходят допустимые, что свидетельствует о необходимости уточнить результаты проектировочного расчета с учетом избыточного давления внутри кабины.

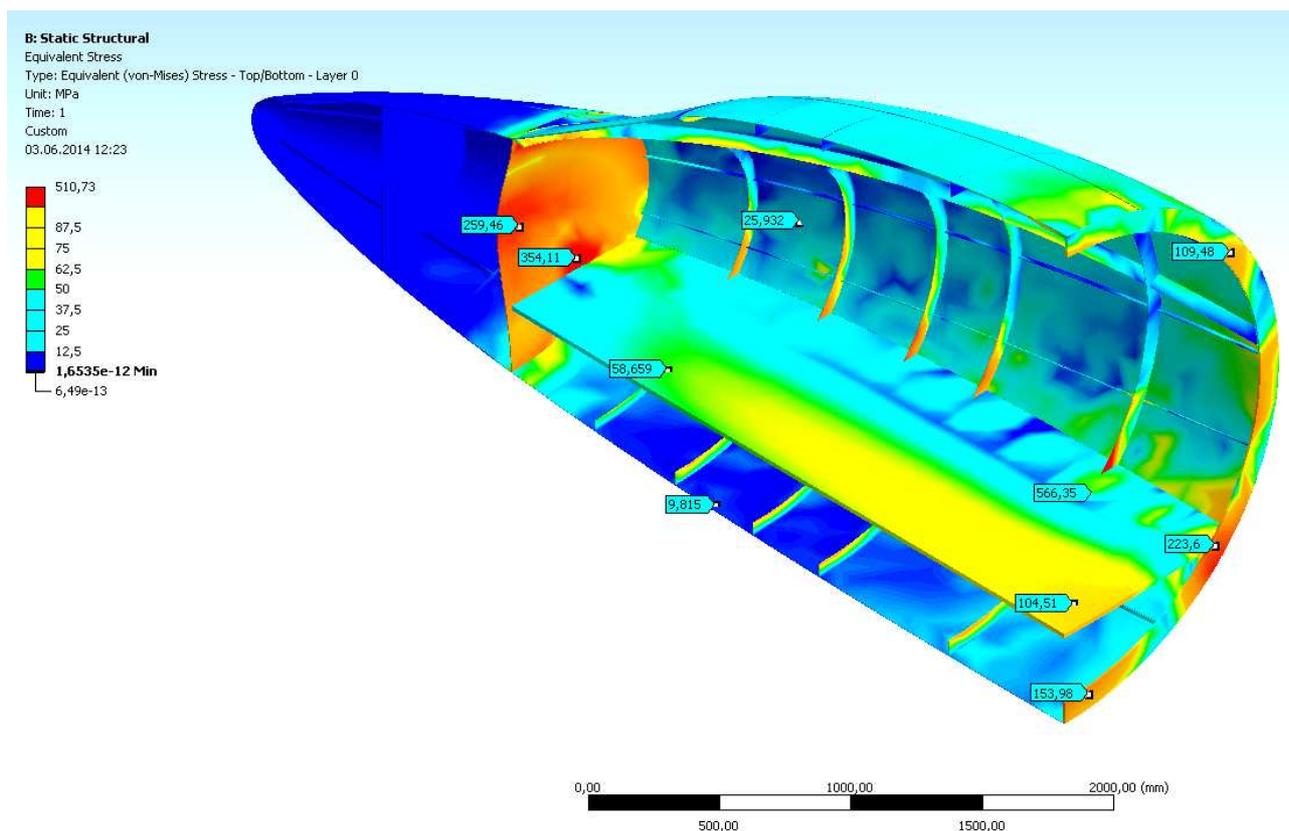


Рис. 15. Характер распределения эквивалентных напряжений Мизеса σ_e для расчетного случая 5

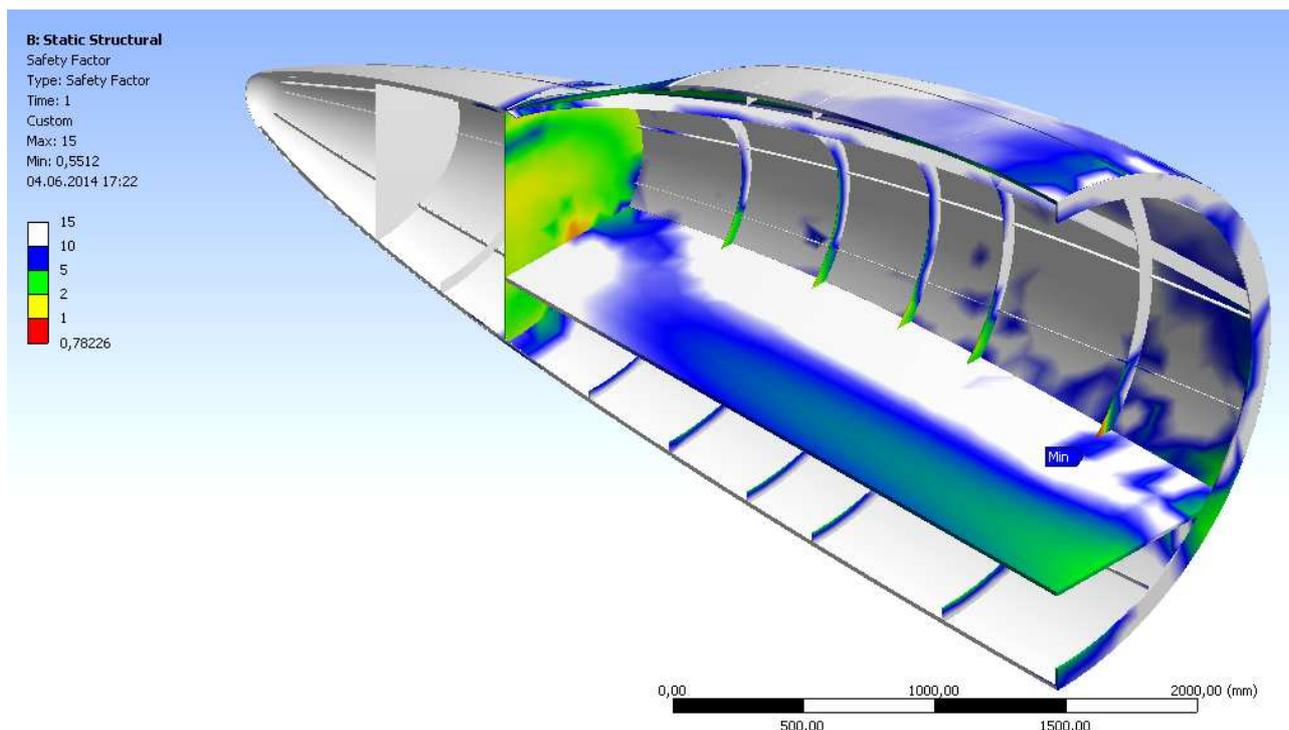


Рис. 16. Характер распределения коэффициента избытка прочности для расчетного случая 5

Поскольку конструкция НЧФ выполнена из различных материалов, для оценки статической прочности удобно использовать коэффициент избытка прочности ($\eta = \sigma_e / \sigma_e$), характер распределения которого показан на рис. 15. Характеристики усталостной прочности позволяет оценить расчет удельной энергии деформирования [1] (рис. 17).

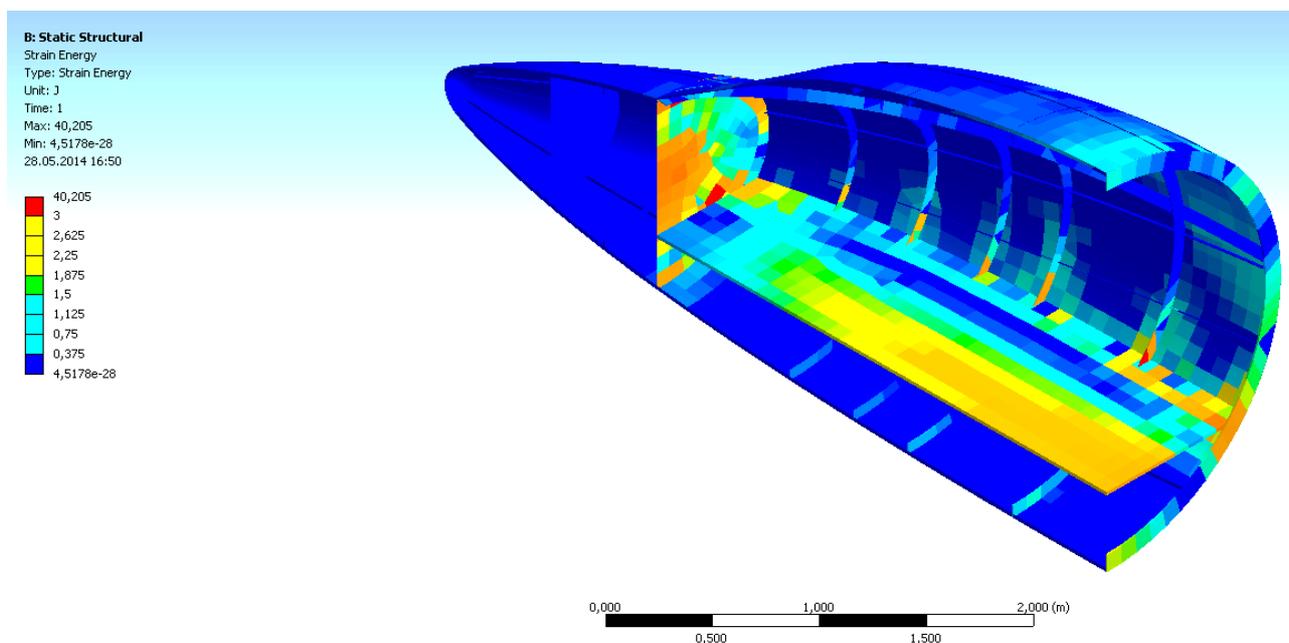


Рис. 17. Характер распределения удельной энергии деформирования W для расчетного случая 5

На рис. 14 – 17 показаны результаты только для одного из расчетных случаев, поскольку такая форма не даёт точного количественного представления о характеристиках общего НДС элементов конструкции НЧФ, однако позволяет качественно оценить корректность модели.

Результаты расчета общего НДС наиболее нагруженных элементов конструкции показаны в виде графиков распределения эквивалентных напряжений Мизеса и удельной энергии деформирования по длине продольной оси для всех рассматриваемых расчетных случаев (рис. 18 – 23, б, в). Расположение элементов конструкции, точки начала отсчета и положительные направления их продольных осей показаны на рис. 18 – 23, а.

На основании представленных данных проанализирован уровень нагрузок в различных частях элементов, выделены расчетные режимы полета, рассмотрение которых целесообразно при дальнейшем проектировании отдельных сечений, элементов конструкции и НЧФ в целом.

На рис. 18 показаны результаты расчета характеристик НДС пояса шпангоута 3. Шпангоут является герметичным, поэтому необходимо рассмотреть характеристики НДС как его поясов, так и стенки. Максимальные эквивалентные напряжения Мизеса (483 МПа) и удельная энергия деформирования (22,092 Дж) возникают в верхней части пояса шпангоута 3 (2000 мм от начала отсчета) в расчетных случаях 1, 5, 8, для которых характерно избыточное давление в кабине. Кроме того, эти режимы также являются расчетными для участков 0...200, 600...900 мм и 1100...2100 мм. Для участков 100...400 мм и 650...750 мм расчетным режимом является асимметричное нагружение в случае 6, для участка 400...600 мм – расчетный случай 2. Наименее нагруженной частью ($\sigma < 50$ МПа) во всех режимах полета является участок 1100...1400 мм.

На рис. 19 показаны результаты расчета характеристик НДС стенки шпангоута 3. Режим полета 8 с максимальным избыточным давлением в кабине и отрицательной перегрузкой является расчетным для стенки шпангоута 3. Максимальные эквивалентные напряжения (293 МПа) возникают на расстоянии 641 мм от нижней точки шпангоута. Максимальная удельная энергия деформации 11,476 Дж возникает на расстоянии 732 мм от нижней точки шпангоута.

На рис. 20 показаны результаты расчета характеристик НДС пояса шпангоута 8. Максимальные эквивалентные напряжения (575 МПа) и удельная энергия деформирования (31,402 Дж) возникают в нижней части пояса шпангоута 8 (стык с полом) (890 мм от начала отсчета) в расчетных случаях 1, 5, 8, для которых характерно избыточное давление в кабине. Кроме того, эти режимы также являются расчетными для участков 0...1400 мм и 3100...3320 мм. Для участка 1400...3100 мм расчетным режимом является асимметричное нагружение в случае 6. Наименее нагруженной частью ($\sigma < 50$ МПа) во всех режимах полета является верхняя часть шпангоута (3000...3320 мм).

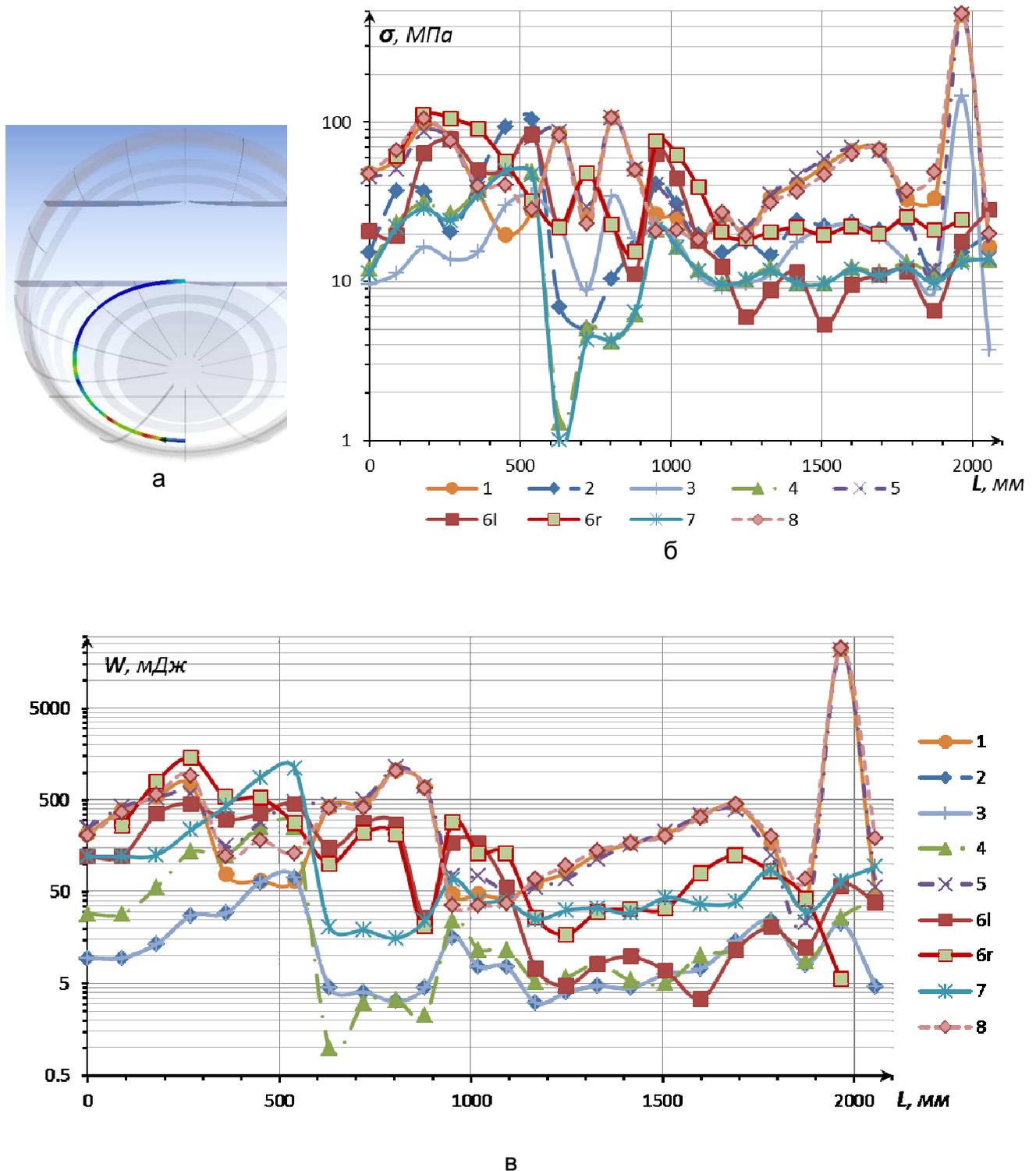


Рис. 18. Результаты расчета характеристик НДС пояса шпангоута 3: а – расположение оси пояса шпангоута 3; б – характер распределения эквивалентных напряжений; в – характер распределения удельной энергии деформирования; 1-8 – обозначение расчетного режима полета в соответствии с табл. 2

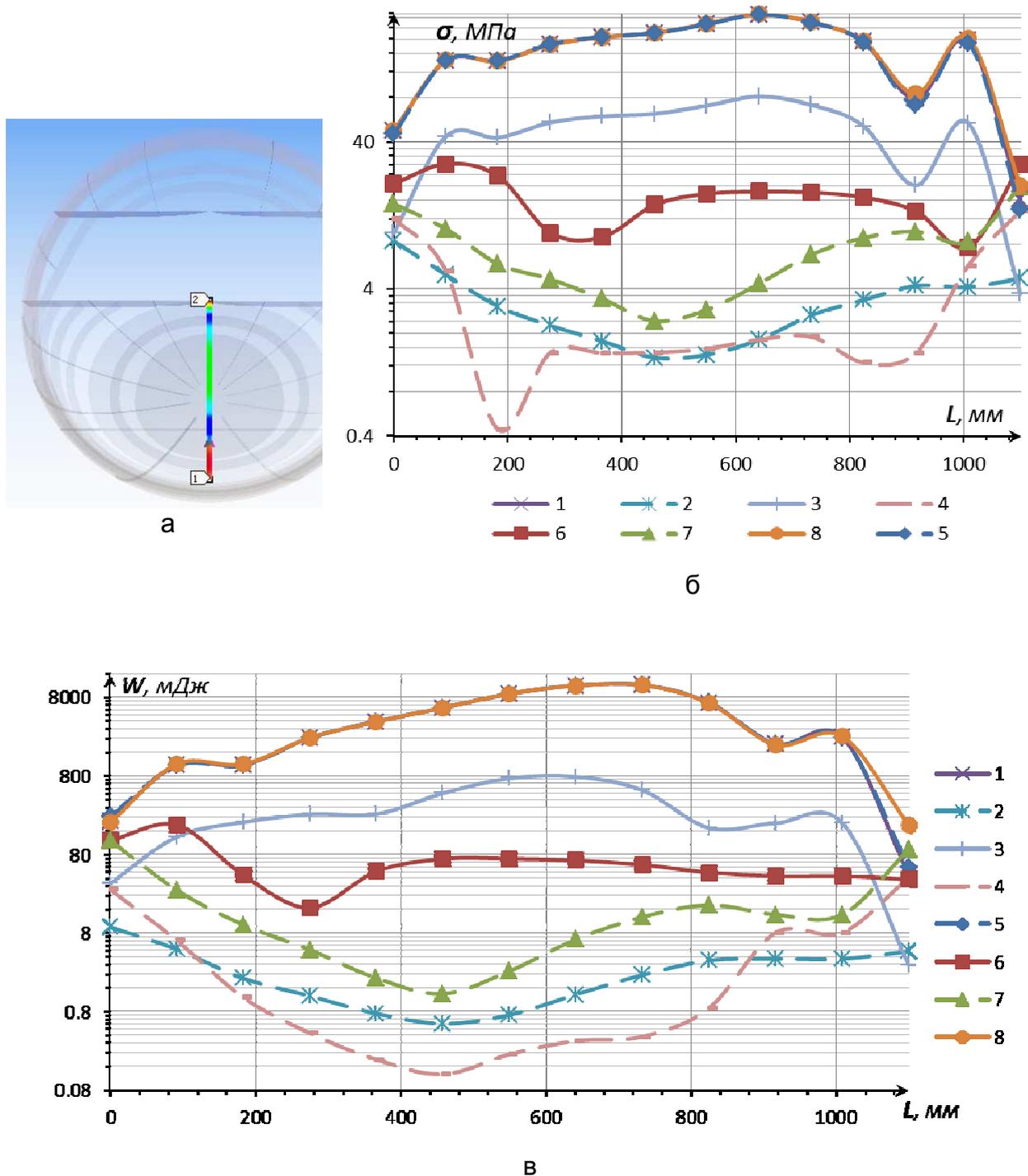


Рис. 19. Результаты расчета характеристик НДС стенки шпангоута 3: а – расположение оси стенки шпангоута 3; б – характер распределения эквивалентных напряжений; в – характер распределений удельной энергии деформирования; 1-8 – обозначение расчетного режима полета в соответствии с табл. 2

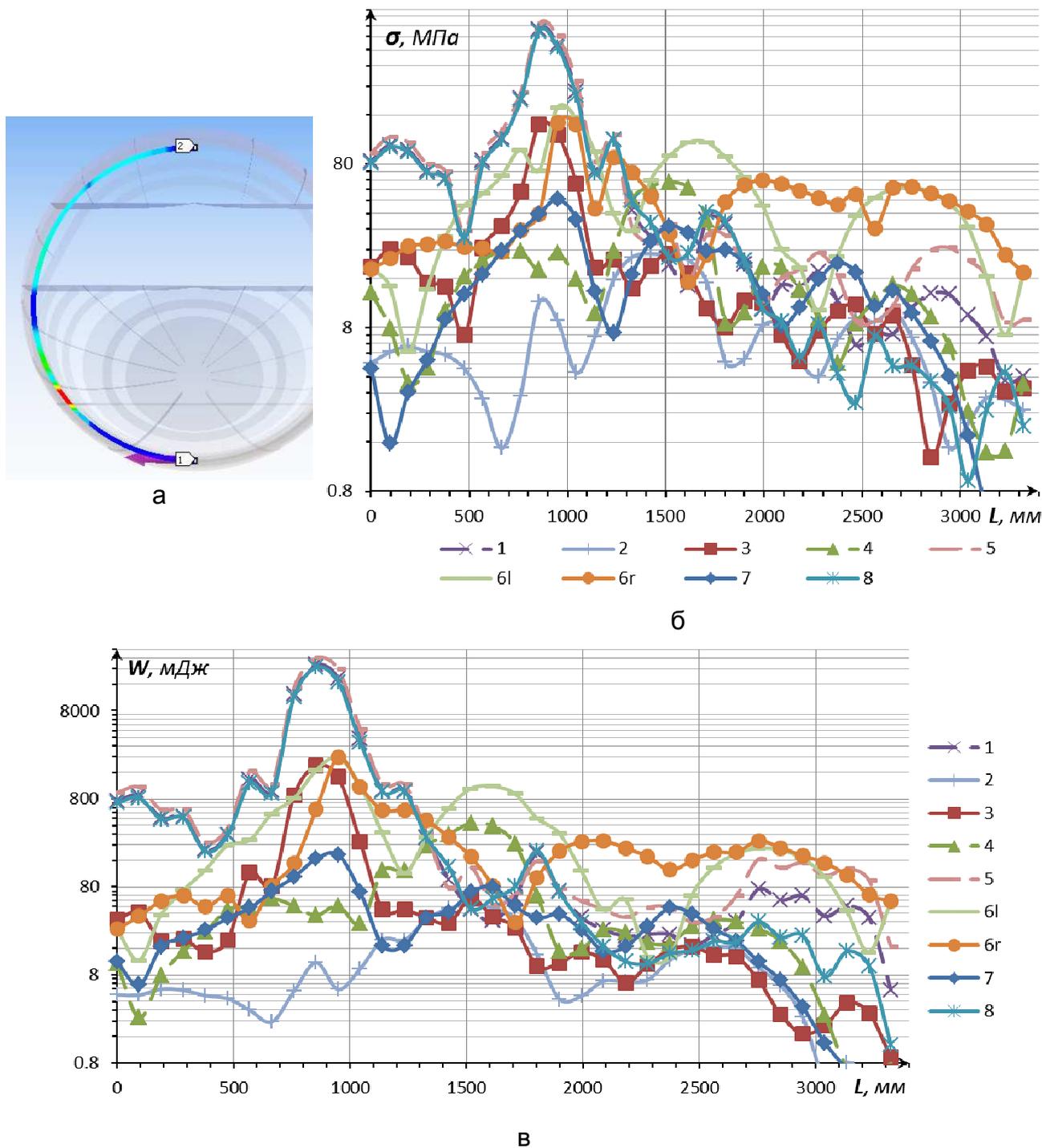


Рис. 20. Результаты расчета характеристик НДС пояса шпангоута 8:
 а – расположение оси пояса шпангоута 8; б – характер распределения эквивалентных напряжений; в – характер распределения удельной энергии деформирования; 1-8 – обозначение расчетного режима полета в соответствии с табл. 2

На рис. 21 показаны результаты расчета характеристик НДС пояса шпангоута 9. Максимальные эквивалентные напряжения (425 МПа) возникают в верхней части пояса шпангоута 9 (3370 мм от начала отсчета) в расчетном случае 1, для которого характерно избыточное давление в кабине в сочетании с

максимальной нормальной перегрузкой. Этот режим является расчетным для участков 0...1700 мм и 2000...3370 мм.

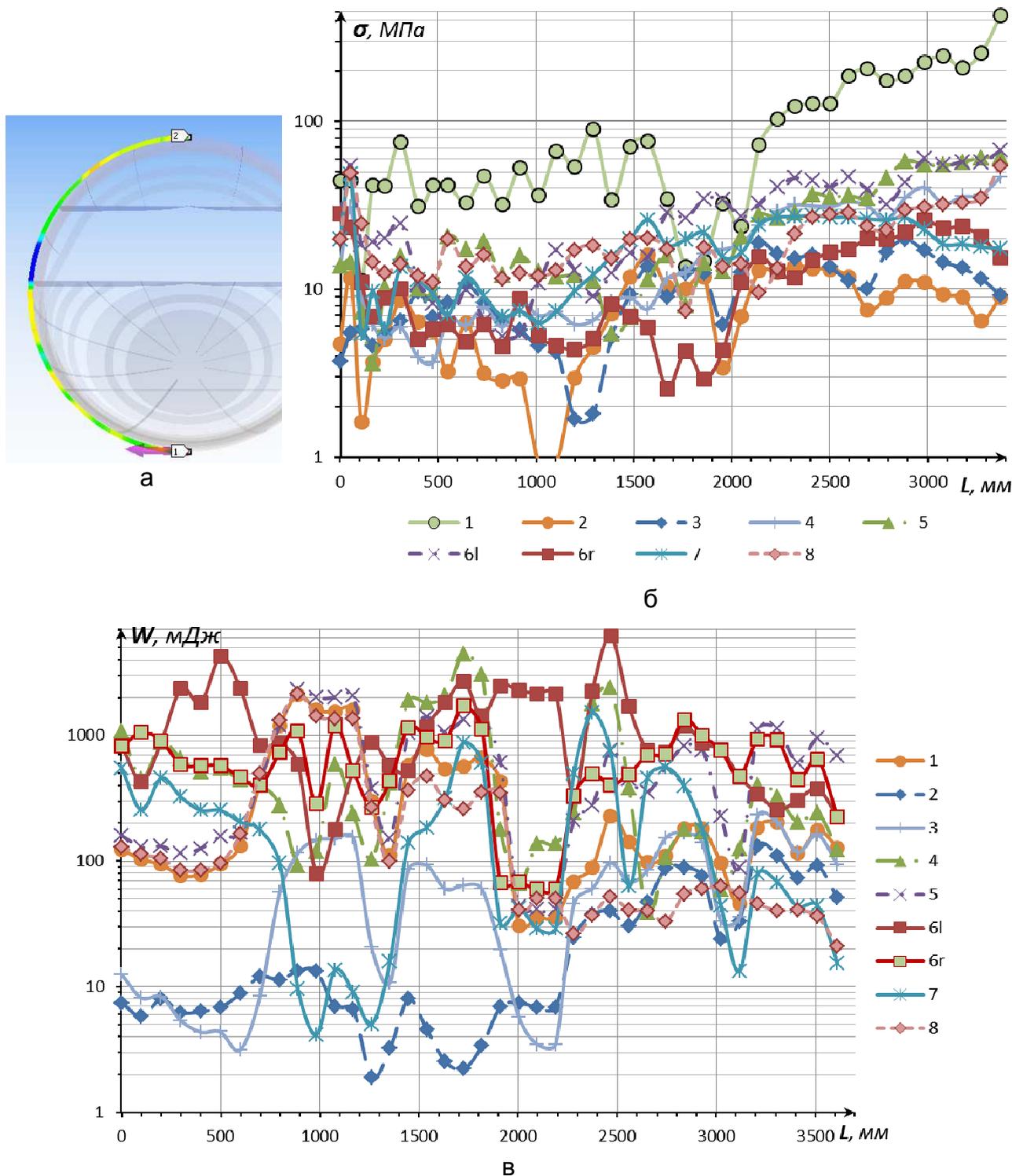


Рис. 21. Результаты расчета характеристик НДС пояса шпангоута 9: а – расположение оси пояса шпангоута 9; б – характер распределения эквивалентных напряжений; в – характер распределения удельной энергии деформирования; 1-8 – обозначение расчетного режима полета в соответствии с табл. 2

Для участка 1700...2000 мм расчетным режимом является асимметричное нагружение в случае 6, этот участок является наименее нагруженным ($\sigma < 50$ МПа) во всех режимах полета. Максимальная эквивалентная энергия деформирования (6,105 Дж) характерна для сечения на расстоянии 2490 мм от начала отсчета.

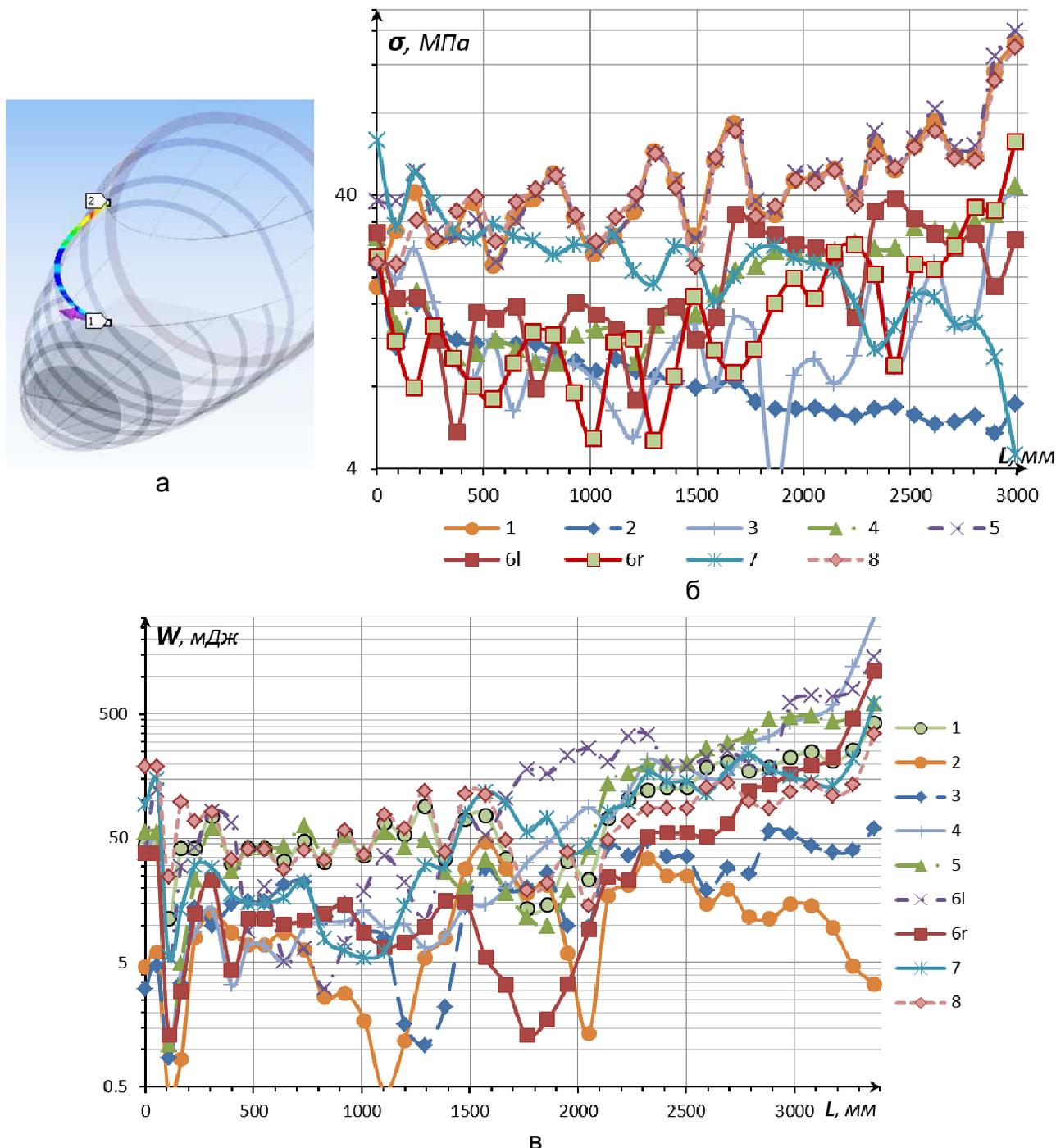


Рис. 22. Результаты расчета характеристик НДС пояса балки фонаря:
 а – расположение оси балки фонаря; б – характер распределения эквивалентных напряжений; в – характер распределения удельной энергии деформирования; 1-8 – обозначение расчетного режима полета в соответствии с табл. 2

На рис. 22 показаны результаты расчета характеристик НДС пояса балки фонаря. Максимальные эквивалентные напряжения (159 МПа, 2991 мм от начала отсчета) и удельная энергия деформирования (5,1 Дж) возникают в расчетных случаях 1, 5, 8, для которых характерно избыточное давление в кабине. Кроме того эти режимы также являются расчетными для участка 100...2991мм. Для участка 0...1500 мм расчетным режимом является полет с отрицательной нормальной перегрузкой в случае 7.

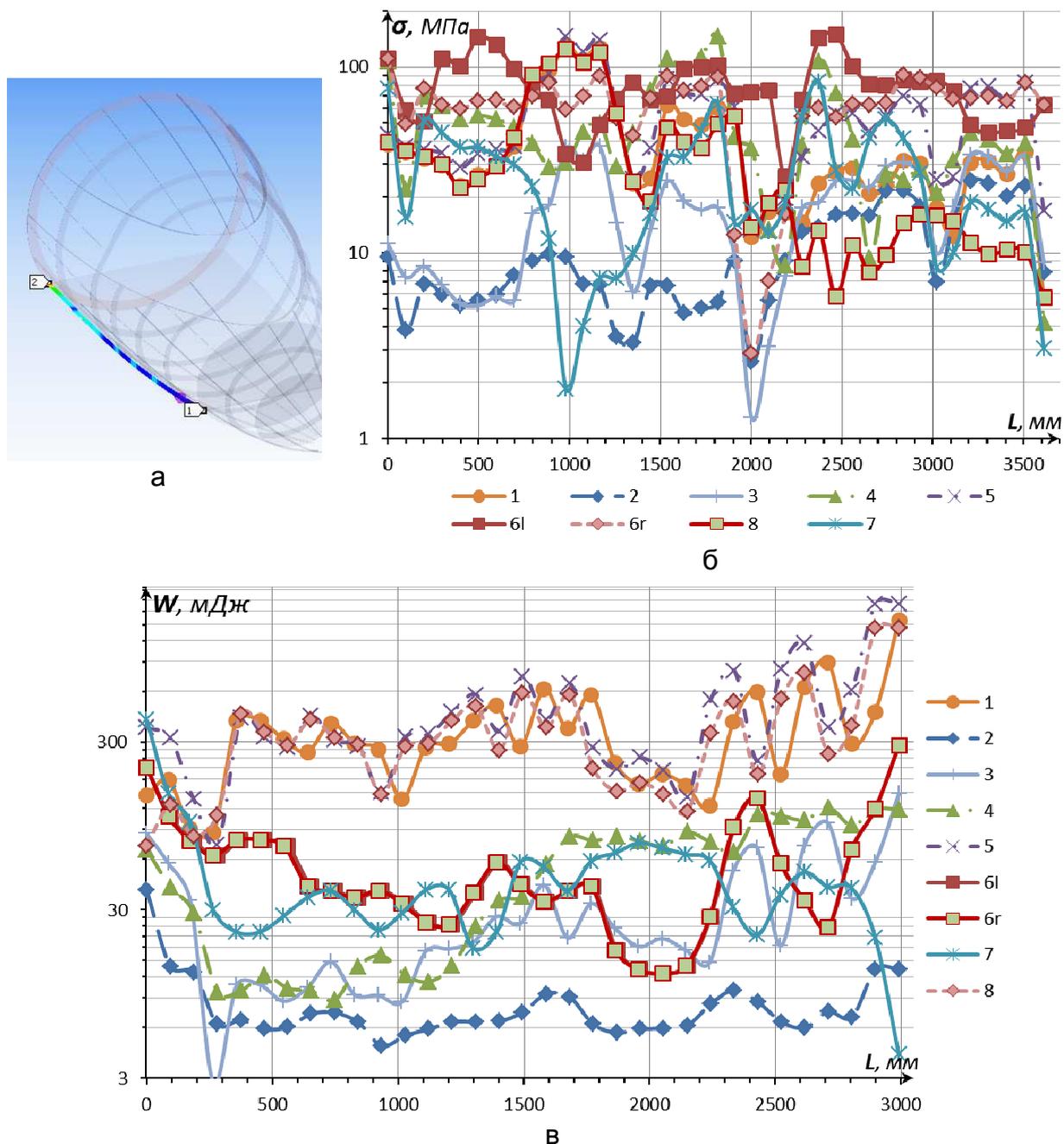


Рис. 23. Результаты расчета характеристик НДС пояса балки пола: а – расположение оси балки пола, б – характер распределения эквивалентных напряжений, в – характер распределения удельной энергии деформирования; 1-8 – обозначение расчетного режима полета в соответствии с табл. 2

На рис. 23 показаны результаты расчета характеристик НДС пояса балки пола. Максимальные эквивалентные напряжения (149 МПа, 2467 мм от начала отсчета) возникают в случае асимметричного нагружения 6. Этот случай является расчетным для участков 0...750 мм и 1200...3611 мм. На участке 750...1200 мм расчетными являются случаи полета 1, 5, 8 с максимальным избыточным давлением в кабине. Для участка 900...1900 – расчетный случай 4 полета с максимальной нормальной перегрузкой.

Случай 6 полета со скольжением при максимальной нормальной перегрузке не приводит к возникновению максимальных напряжений в конструкции в целом, однако асимметрия воздушной нагрузки вызывает значительные напряжения в некоторых частях элементов конструкции. В данном случае результаты расчета общего НДС поясов шпангоутов 3, 8, 9 удобно представить в полярных координатах (рис. 24).

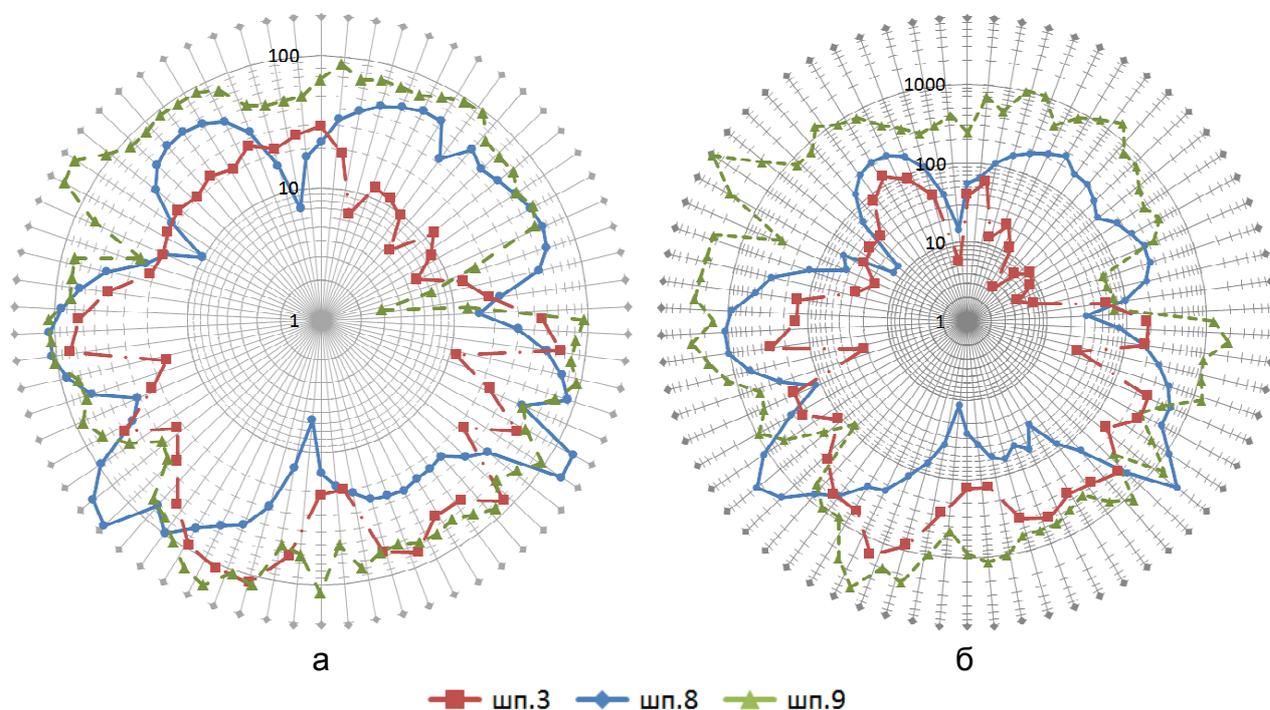


Рис. 24. Результаты расчета характеристик НДС поясов шпангоутов 3, 8, 9 для расчетного случая 6:

а – характер распределения эквивалентных напряжений,
б – характер распределения удельной энергии деформирования

На графиках видна существенная асимметрия распределения характеристик НДС шпангоутов. При выполнении скольжения в противоположном направлении правые и левые части графиков отразятся симметрично, что учтено на рис. 18-23 введением двух кривых для расчетного случая 6, поскольку проектирование проводят из расчета на максимальные эксплуатационные нагрузки с коэффициентом безопасности $f = 1,5$.

Результаты расчета характеристик общего НДС НЧФ для всех рассмотренных режимов полета представлены в табл. 5. Наиболее тяжелым режимом полета является маневр с максимальной нормальной перегрузкой в

сочетании с избыточным давлением в кабине. В этом режиме, а также в двух других расчетных случаях с избыточным давлением в кабине (1 и 8) условие прочности конструкции ($\eta > 1$) не выполняется для части шпангоута 8, расположенной на уровне пола кабины. В прочих расчетных случаях 2, 3, 4, 7 обеспечена прочность конструкции с коэффициентом избытка прочности, превосходящим требуемый коэффициент безопасности ($\eta > 1,5$). Максимальные значения удельной энергии деформирования достигаются в стыке шпангоута 8 с полом, в стенке шпангоута 3 и в стыке шпангоута 3 с нижней панелью.

Табл. 5. Результаты расчета характеристик общего НДС НЧФ

№ п/п	Расчетный режим полета	Минимальный коэффициент избытка прочности, (Максимальная удельная энергия деформирования W , Дж)	Наиболее нагруженные элементы конструкции
1	Горизонтальный полет с максимальным наддувом пассажирской кабины	0,85 (31,8)	шп.8 – стык с полом (шп.3 – стенка)
2	Полет на малых углах атаки с максимальным скоростным напором	3,79 (0,3)	шп.7 – фонарь (нижняя панель – шп.3)
3	Разрежение в фюзеляже в результате экстренного снижения	3,16 (2,5)	шп.3 - обтекатель РЛС (шп.3 – стенка)
4	Маневр с максимальной нормальной перегрузкой на малой высоте	2,25 (4,1)	боковая панель – шп.9 (боковая панель – шп.9)
5	Маневр с максимальной нормальной перегрузкой, с наддувом кабины	0,78 (40)	шп.8 – стык с полом (шп.3 – стенка)
6	Маневр с максимальной нормальной перегрузкой на малой высоте со скольжением $\beta = 5^\circ$	1,93 (6,8)	верхняя часть – шп.9 (верхняя часть – шп.9)
7	Маневр с отрицательной нормальной перегрузкой на малой высоте	1,63 (6,6)	обтекатель РЛС – шп.3 (нижняя панель – шп.3)
8	Маневр с отрицательной нормальной перегрузкой с наддувом кабины	0,87 (39)	шп.8 – стык с полом (шп.3 – стенка)

Таким образом, на основании результатов расчетов в процессе эскизного и рабочего проектирования самолета целесообразно уточнить проектировочные расчеты элементов конструкции НЧФ с учетом данных о местных аэродинамических нагрузках и избыточном давлении внутри кабины. В целом

большая часть конструкции обладает существенным избытком прочности, что связано с высокой регулярностью и малой детализацией модели, что вполне характерно для этапа предварительного проектирования. В ходе дальнейшего проектирования при уточнении проектировочных расчетов элементов конструкции в процессе выбора расчетных режимов полета необходимо учитывать полученные данные о распределении характеристик общего НДС элементов конструкции. При проектировании шпангоута 8 для обеспечения статической прочности необходимо существенно усилить участок 800...1000 мм (рис. 20), в то время как верхняя часть шпангоута может быть существенно ослаблена в целях снижения массы. При проектировании стенки шпангоута 3 необходимо учесть требования жёсткости при её нагружении избыточным давлением. Вследствие оптимизации малонагруженных участков масса конструкции может быть снижена в 1,5-2 раза.

Описанный метод определения характеристик и анализа общего НДС элементов конструкции НЧФ показан на рис. 25 в виде схемы.

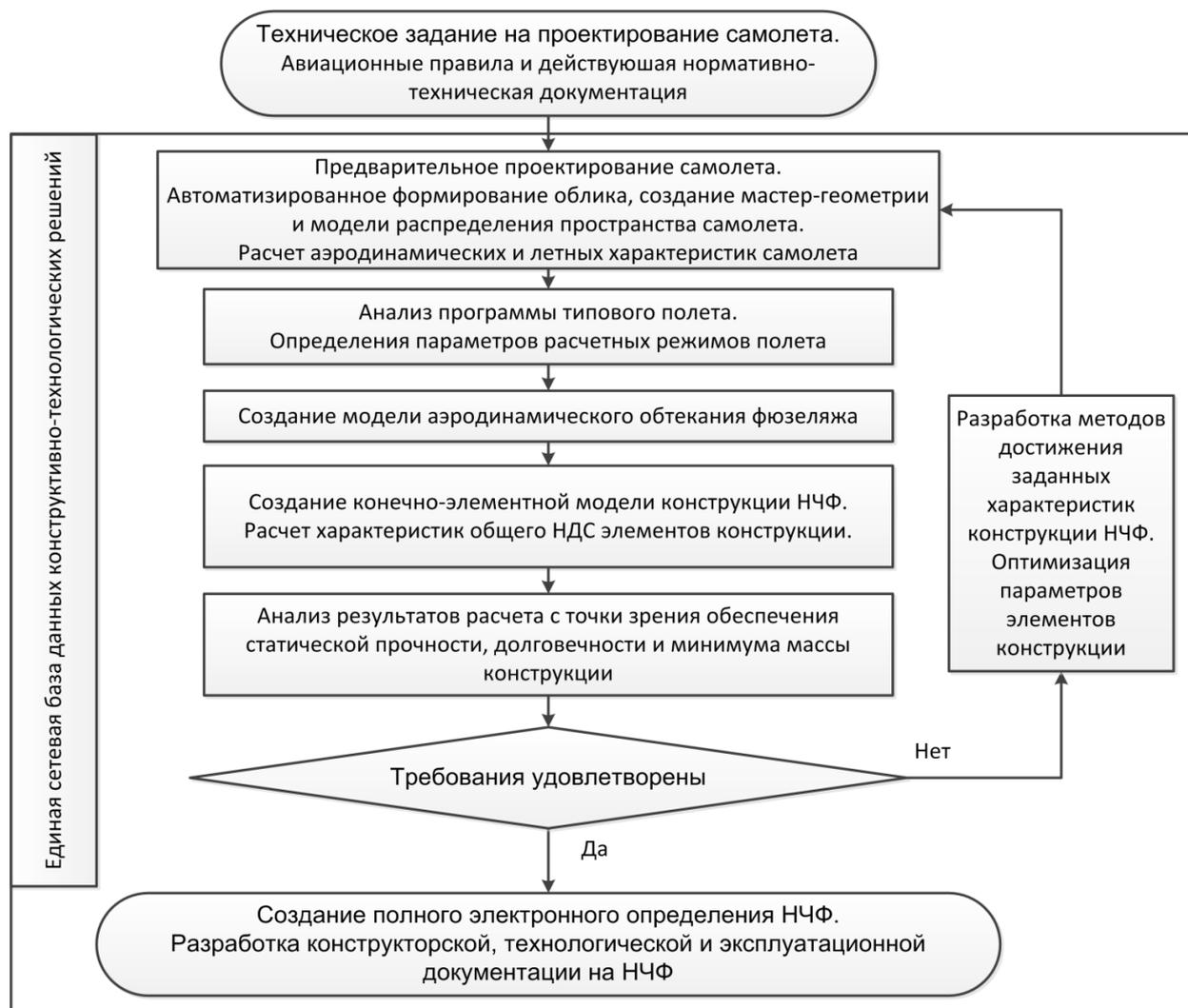


Рис. 25. Схема метода интегрированного анализа общего напряженно-деформированного состояния элементов конструкции носовой части фюзеляжа самолета транспортной категории

Выводы

Таким образом, разработан метод интегрированного анализа общего НДС элементов конструкции НЧФ самолета транспортной категории.

Предложенный метод включает в себя создание интегрированных конечно-элементных моделей аэродинамического обтекания фюзеляжа и элементов конструкции носовой части, что позволяет расчетным путем определить величину местных воздушных нагрузок, вызванных конструктивными нерегулярностями поверхности носовой части фюзеляжа.

Метод апробирован в процессе проектирования НЧФ пассажирского самолета для местных авиалиний, его применение возможно при проектировании НЧФ самолетов транспортной категории различного назначения в широком диапазоне взлетных масс. Полученные результаты целесообразно использовать в процессе дальнейшего проектирования элементов конструкции НЧФ. Кроме того на последующих этапах проектирования необходимо расширить диапазон рассматриваемых режимов наземными и динамическими случаями нагружения.

Список литературы

1. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями [Текст] учеб. пособие.: в 2 ч./ П.В. Балабуев, С.А. Бычков, А.Г. Гребеников и др.: – Х.: Нац.аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2003. – Ч.1. – 454 с.
2. Laz Foley, ANSYS Inc. Automotive Fluid-Structure Interaction (FSI) Concepts, Solutions and Applications // Automotive Simulations World Congress 2012 – 28 с.
3. Гребеников, А.Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций / А.Г. Гребеников. – Х: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2006. – 532 с.
4. Метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния отсека фюзеляжа самолёта методом конечных элементов [Текст] / А. Г. Гребеников, Ю. Н. Геремес, П. О. Науменко, С. П. Светличный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 33. – Х., 2006. – С. 5–15.
5. Метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния отсека фюзеляжа вертолета [Текст] / А.Г. Гребеников, Л.Р. Джемилев, Д.Ю. Дмитренко, и др. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 51. – Х., 2011. – С.17–29.
6. Радиопрозрачные обтекатели летательных аппаратов. Проектирование, конструкционные материалы, технология производства, испытания [Текст] учеб.пособие / А.Г. Ромашин, В.Е. Гайдачук, Я.С. Карпов, М.Ю.Русин. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2003. – 239 с.
7. Математические модели анализа взаимодействия конструкций с жидкостью // Вестник НТУ «ХПИ». – 2008. – № 40. – С. 142-146
8. 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.
9. 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.

10. 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.
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. Холявко, В.И. Расчет аэродинамических характеристик самолета. Ч.1 [Текст] учеб. пособие / В.И. Холявко, – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1991. – 72 с.

Рецензент: д.т.н., проф. зав. каф. А.Г. Гребеников,

Поступила в редакцию 30.05.2014

Метод інтегрованого аналізу напружено-деформованого стану елементів конструкції носової частини фюзеляжу літака транспортної категорії

Проведено аналіз характерних особливостей носових частин фюзеляжів літаків транспортної категорії, розроблено програму типового польоту літака для місцевих авіаліній та визначено параметри польоту на розрахункових режимах. Запропоновано метод інтегрованого аналізу напружено-деформованого стану елементів конструкції носової частини фюзеляжу літака за допомогою систем CAD/CAM/CAE. Запропонований метод містить створення моделі аеродинамічного обтікання і скінченно-елементної моделі конструкції носової частини фюзеляжу, а також передачу інформації про навантаження між ними. Виконано аналіз отриманих результатів з точки зору забезпечення міцності й довговічності конструкції носової частини фюзеляжу літака транспортної категорії.

Ключові слова: носова частина фюзеляжу, напружено-деформований стан, конструкція, скінченно-елементна модель, інтегрований аналіз НДС, шпангоут, панель, обтічник, програма типового польоту.

Transport category airplane fuselage nose part structure members stress-strained state coupled analysis method.

The study contains transport airplane fuselage nose parts design features analysis. Aircraft standard flight program and design cases conditions were defined. Proposed a method of transport category airplane fuselage nose part structure members stress-strained state coupled analysis with aid of CAD/CAM/CAE systems. The proposed method involves creating aerodynamic flow model and finite element model of the fuselage structure elements, as well as the air loads transfer between them. Results were analyzed in terms of strength and service life of the transport aircraft fuselage nose part structure members.

Keywords: fuselage nose part, the stress-strain state, structure, finite element model, coupled analysis, frame, panel, radome, standard flight program.