

## **Метод определения характеристик общего напряжённо-деформированного состояния отсека фюзеляжа самолёта методом конечных элементов**

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

При исследовании характеристик статической прочности, живучести и долговечности фюзеляжей самолётов применяются экспериментальные и расчётные методы [1]. Однако использование экспериментальных методов исследования связано с большой дороговизной физической модели и испытательного оборудования. Поэтому они дополняются расчётными методами определения характеристик НДС элементов фюзеляжа.

В настоящее время основной расчётный метод определения НДС – это метод конечных элементов, реализованный в компьютерных системах инженерного анализа, одной из которых является система ANSYS. Она позволяет с высокой степенью точности определять характеристики как общего, так и локального НДС элементов конструкций при упругом и упруго-пластическом расчётах.

Целью данной статьи является разработка метода определения характеристик общего напряжённо-деформированного состояния фюзеляжа самолёта методом конечных элементов.

Метод определения характеристик общего НДС фюзеляжа самолёта с помощью системы ANSYS включает в себя следующие этапы:

1. Создание математической модели облика самолёта.
2. Создание мастер-геометрии фюзеляжа и её увязка с мастер-геометрией самолёта с помощью компьютерных систем CAD/CAM/CAE.
3. Определение нагрузок, действующих на агрегаты самолёта и фюзеляж.
4. Выбор конструктивно-силовой схемы самолёта и его фюзеляжа.
5. Создание расчётной схемы конструкции фюзеляжа, определение эпюр изгибающих и крутящих моментов, а также поперечных и продольных сил.
6. Проектировочный расчёт конструктивно-силовых элементов фюзеляжа при разных расчётных случаях.
7. Создание модели распределения пространства фюзеляжа в первом приближении.
8. Зонирование фюзеляжа на расчётные отсеки.
9. Выбор исследуемой зоны фюзеляжа, импортирование её в систему ANSYS.
10. Разработка расчётной схемы отсека фюзеляжа и уточнение нагрузок, действующих на отсек фюзеляжа.
11. Задание характеристик деформирования применяемых конструкционных материалов для силовых элементов отсека фюзеляжа.
12. Создание конечно-элементной модели конструкции отсека фюзеляжа с помощью системы CAD/CAE ANSYS.
13. Расчёт характеристик общего НДС элементов отсека фюзеляжа с

помощью системы ANSYS.

14. Анализ характеристик полученного общего НДС отсека фюзеляжа и коэффициентов запаса прочности. Принятие решения о прочности данной конструкции фюзеляжа.
15. Уточнение геометрических параметров элементов отсека фюзеляжа и повторное проведение расчёта (если конструкция не прочна).
16. Разработка отчёта о проведенном расчёте общего НДС фюзеляжа (если конструкция прочна).

Рассмотрим каждый из этапов более подробно.

Исходными данными для создания математической модели облика самолёта являются содержащиеся в техническом задании величина расчётной дальности  $L_p$  полёта самолёта, масса полезной (коммерческой) нагрузки  $m_n$ , её габаритные размеры, значения скорости  $V$  (максимальной и крейсерской), высота полёта  $H$ , условия базирования (класс аэродрома, длина ВПП), аэродинамическое качество на крейсерском режиме полёта, применяемые конструкционные материалы, совокупность критериев эффективности самолёта [2].

В соответствии с исходными данными выбирают схему самолёта, определяют минимальную взлётную массу самолёта, оптимизируют основные параметры самолёта, разрабатывают компоновку и чертёж общего вида самолёта [2]. Всё это служит основой для создания параметрической модели мастер-геометрии самолёта и фюзеляжа в системах CAD/CAM/CAE (рис. 1).

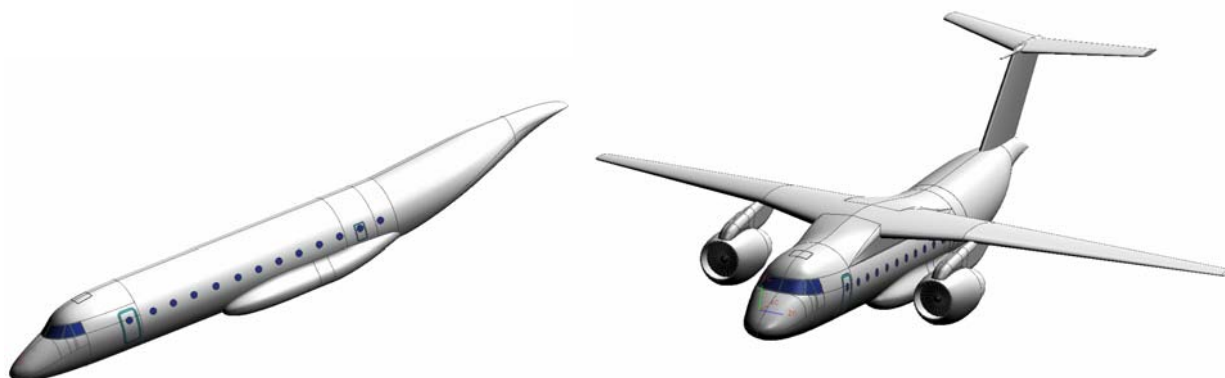


Рис. 1. Мастер-геометрия поверхности фюзеляжа и самолёта, созданная с помощью системы Unigraphics NX

Нагрузки при выбранном случае нагружения определяются в соответствии с НЛГС.

Полётные нагрузки, определённые с учётом сжимаемости воздуха при всех скоростях, должны быть рассмотрены:

- во всём диапазоне расчётных высот полёта;
- при всех требуемых сочетаниях высоты и веса при любом практически возможном распределении нагрузки в пределах эксплуатационных ограничений, предписанных в РЛЭ.

К фюзеляжу крепятся крыло, оперение, шасси и нередко двигатели. Кроме того, в фюзеляже могут размещаться баки с топливом, вооружение, экипаж, пассажиры, оборудование и грузы. Поэтому для фюзеляжа основными внешними нагрузками будут являться нагрузки, подходящие от этих частей и грузов. На поверхности фюзеляжа возникают местные аэродинамические нагрузки

разрежения и давления, которые в отдельных местах (фонарь кабины лётчиков, носовая часть и т.п.) могут достигать величины скоростного напора (давления)  $10^5$  Па разрежения [3].

В герметических отсеках фюзеляжа действуют также значительные нагрузки от избыточного давления, возникающие от разности давлений внутри и снаружи кабины [3].

В полётных случаях опорами для фюзеляжа будут служить лонжероны крыла. В посадочных случаях опорами для фюзеляжа будут являться стойки шасси и лонжероны крыла.

В общем случае на самолёт при полёте в вертикальной плоскости действуют следующие внешние силы (рис. 2): подъёмная сила крыла, сила лобового сопротивления  $X$ , тяга двигателей  $P$ , вес самолёта  $G_0$ , уравнивающая аэродинамическая сила  $Y_{ур}$ , манёвренная сила  $Y_{м.г.о.}$ , массовый момент, вызванный вращением фюзеляжа,  $M_{масс}$  и избыточное давление в фюзеляже. Манёвренная сила  $Y_{м.г.о.}$ , которая возникает на горизонтальном оперении вследствие отклонения руля высоты в начале манёвра, будет создавать как поступательное, так и вращательное движение самолёта [3].

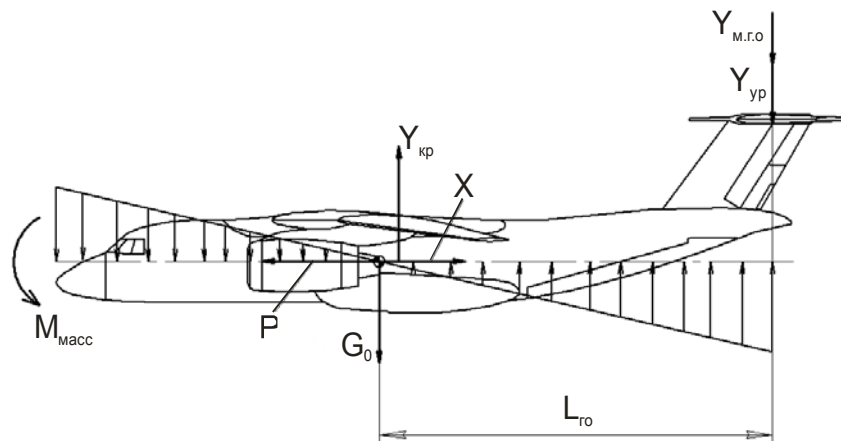


Рис. 2. Внешние нагрузки, действующие на самолёт

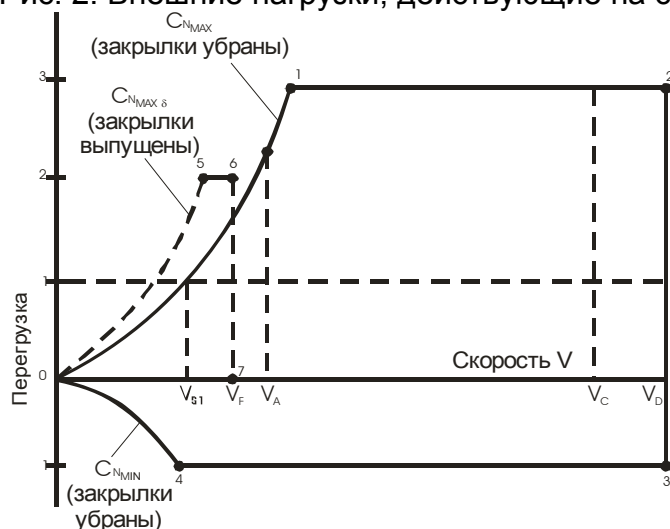


Рис. 3. Огибающая перегрузок при манёвре

Максимальная эксплуатационная перегрузка для любой скорости вплоть до  $V_D$  должна быть не меньше чем

$$n_{\max}^y = 2,1 + \frac{10890}{G + 4540},$$

но при условии, что величина  $n_{\max}^y$  должна быть не меньше 2,5 и не больше 3,8, где  $G$  – максимальный расчётный взлётный вес, кгс.

Минимальная эксплуатационная перегрузка  $n_{\min}^y$  для любой скорости вплоть до  $V_D$ , должна быть не меньше чем  $-1,0$ .

При определении расчётных нагрузок, действующих на фюзеляж, необходимо эксплуатационные нагрузки умножить на коэффициент безопасности  $f$ .

Далее выбирают конструктивно-силовую схему самолёта и фюзеляжа (рис. 4).

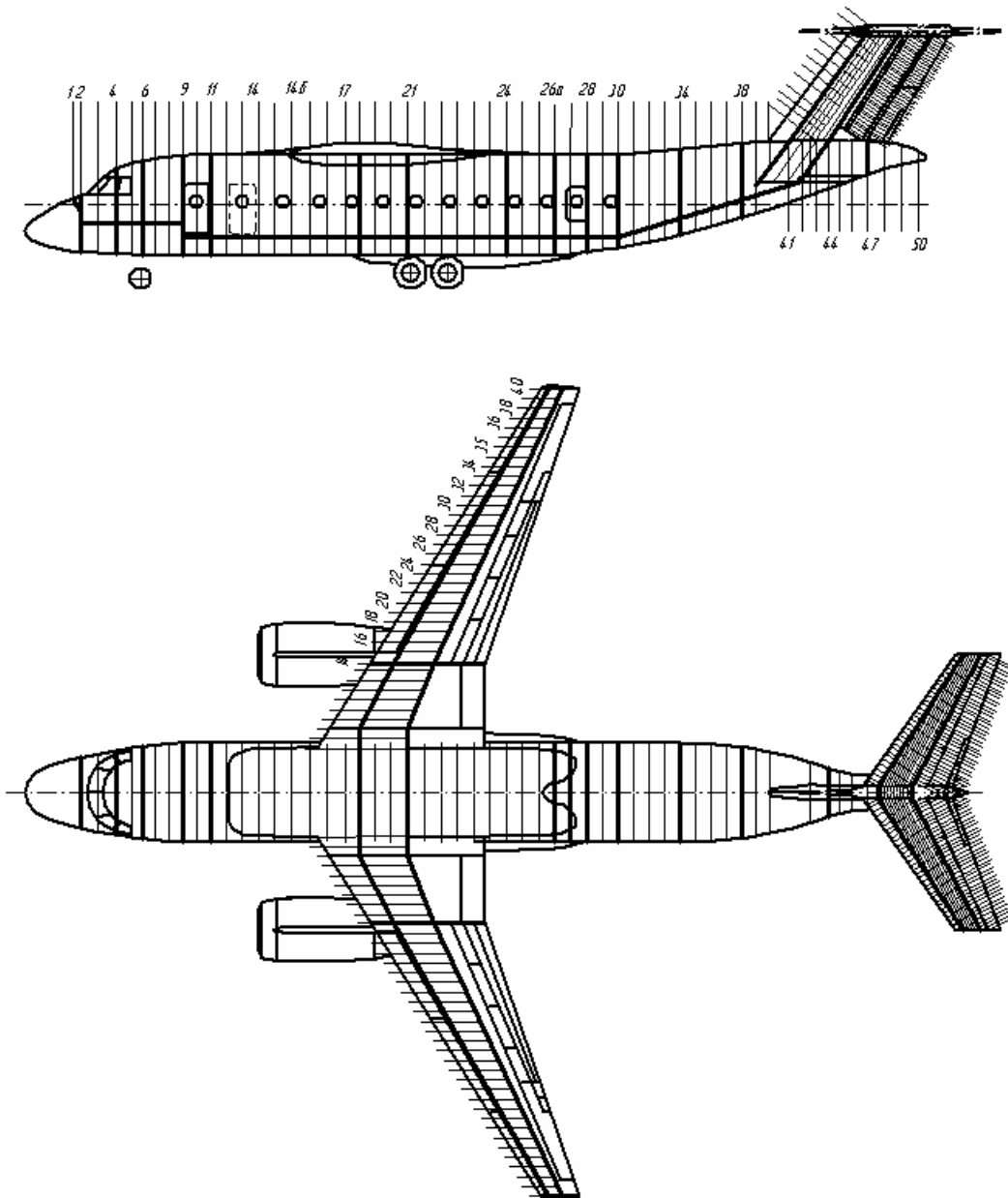


Рис. 4. Конструктивно-силовая схема самолёта

Создаётся расчётная схема фюзеляжа. В случае выполнения манёвра в вертикальной плоскости расчётная схема фюзеляжа самолёта, подобного Ан-74,

представляет собой балку на двух опорах – переднем и заднем лонжеронах крыла (рис. 5).

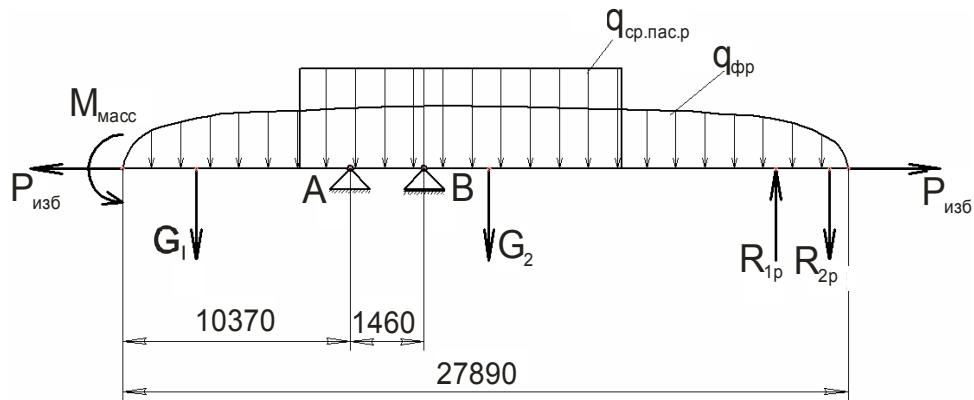


Рис. 5. Расчётная схема фюзеляжа для построения эпюр ВСФ по длине фюзеляжа

Здесь  $q_{од}$  – расчётная погонная нагрузка от собственного веса фюзеляжа;

$q_{пасс.р}$  – расчётная погонная нагрузка от пассажиров;

$G_1$  – сосредоточенная нагрузка от кабины экипажа и передней стойки шасси;

$G_2$  – сосредоточенная нагрузка от задних стоек шасси;

$R_{1p}$  и  $R_{2p}$  – сосредоточенные загрузки от переднего и заднего лонжеронов кила соответственно;

$P_{изб}$  – продольная сила от избыточного давления в фюзеляже.

Затем строят эпюры поперечных сил и изгибающих моментов (рис. 6).

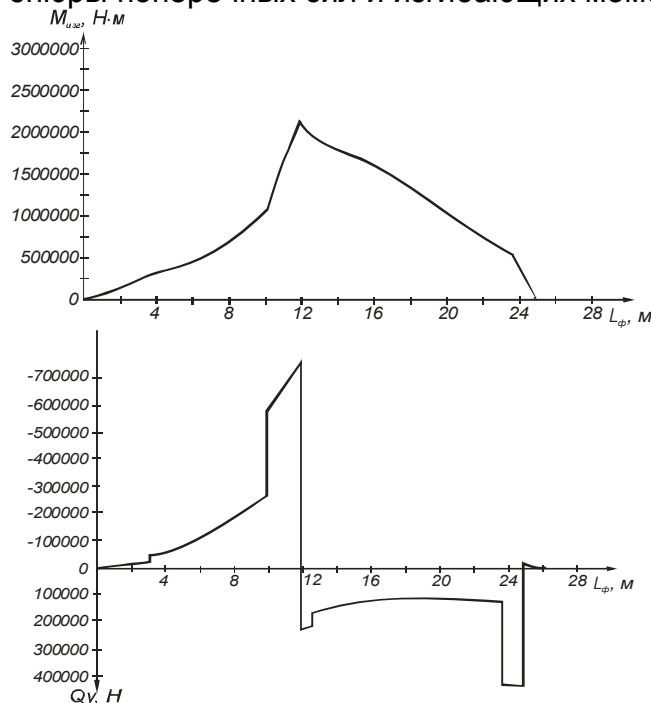


Рис. 6. Эпюры изгибающего момента  $M_{изг}$  и поперечной силы  $Q_y$  вдоль оси фюзеляжа самолёта, подобного Ан-74, при манёвре в вертикальной плоскости

После этого проводят проектировочный расчёт фюзеляжа, в результате которого выбирают геометрические параметры конструктивных элементов фюзеляжа, уточняют модель распределения пространства.

Модель распределения пространства фюзеляжа (рис. 7) рекомендуется создавать в той же системе, в которой создавалась мастер-геометрия.

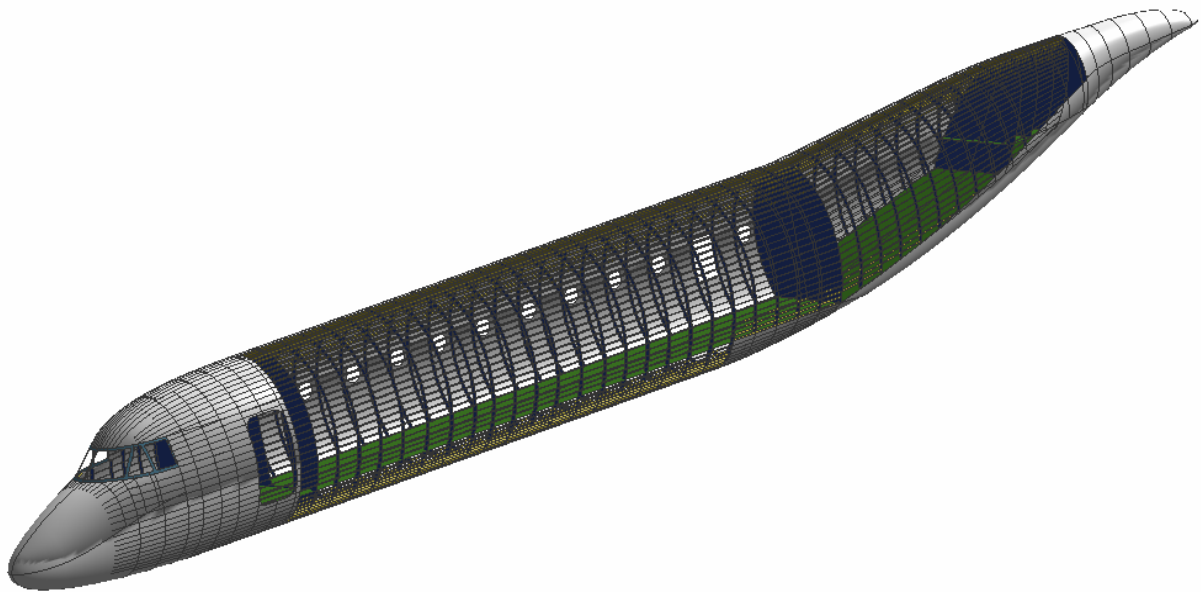


Рис. 7. Часть модели распределения пространства фюзеляжа, необходимая для построения конечно-элементной модели

Фюзеляж представляет собой очень сложный агрегат самолёта с множеством конструктивных элементов. Включение всех этих элементов в расчётную схему при определении характеристик НДС методом конечных элементов приведёт к значительным трудностям как при создании самой модели, так и при её расчёте, ведь в этом случае понадобятся мощнейшие компьютерные ресурсы. Для того, чтобы данную задачу было возможно реализовать, используя обычный ПК, фюзеляж необходимо разбить на зоны и рассчитать их отдельно.

После выбора исследуемой зоны фюзеляжа составляют расчётную схему этой зоны и уточняют нагрузки, действующие на выбранный отсек фюзеляжа. Если расчётная модель обладает симметрией, то можно использовать лишь одну из половин фюзеляжа, находящихся по ту или иную сторону плоскости симметрии. Следует отметить, что от выбора расчётной схемы сильно зависят погрешность и машинное время при расчёте.

В данном случае возникает проблема, как приложить в сечениях фюзеляжа изгибающий момент и поперечную силу. Для решения этой проблемы предлагается прикладывать только поперечную силу на таком расстоянии, на котором она обеспечит необходимый изгибающий момент в нужном сечении фюзеляжа. Поперечная сила и изгибающий момент в итоге пропорционально распределяются по сечению фюзеляжа. Одну из точек приложения поперечных сил следует жёстко закрепить. Примерная расчётная схема отсека фюзеляжа изображена на рис. 8. Здесь в точках А и В прикладывается поперечная сила  $Q$ , одна из которых жёстко закреплена (точка А).

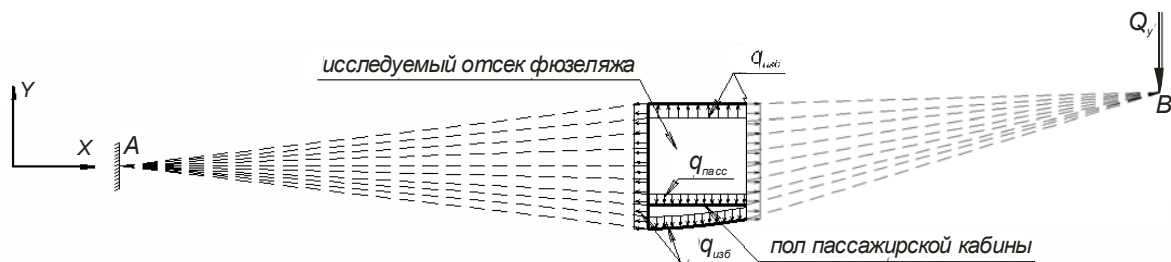


Рис. 8. Расчётная схема отсека фюзеляжа

Задаются характеристики деформирования применяемых конструкционных материалов для силовых элементов отсека фюзеляжа. На рис. 9 представлены характеристики деформирования сплавов 1163АТВ и 1420.

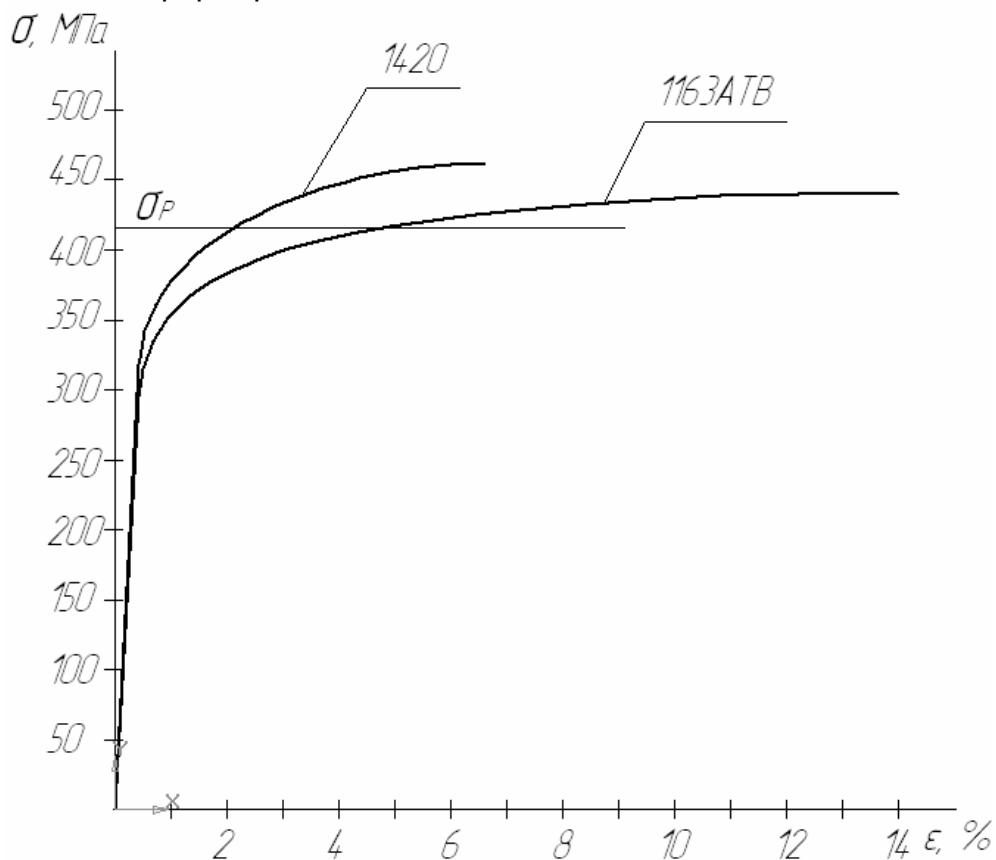


Рис. 9. Характеристики деформирования сплавов 1163АТВ и 1420

Самым сложным этапом при определении НДС является построение конечно-элементной модели конструкции фюзеляжа.

Поверхность фюзеляжа, пол кабины экипажа и стенки низин шпангоутов моделируются оболочечными элементами (например SHELL181), а стрингеры, ободья шпангоутов, продольные балки и пояса низов шпангоутов – балочными элементами (например BEAM189).

Требуемая толщина оболочечных элементов обеспечивается заданием реальных констант. Чтобы задать требуемое сечение балочными элементами, необходимо предварительно создать эти сечения и разместить их (разбить на элементы) (рис. 10), сохранив результаты в отдельном файле.

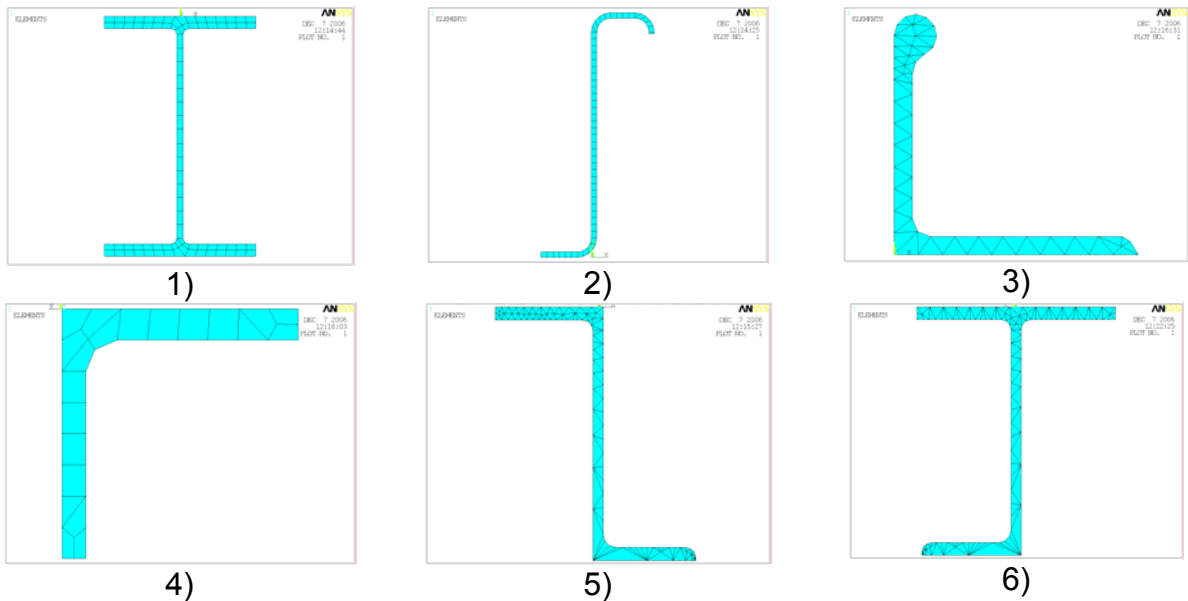


Рис. 10. Размешированные сечения: 1) – силового шпангоута; 2) – нормального шпангоута; 3) – стрингера; 4) – пояса поперечных балок шпангоутов; 5) и 6) – продольных балок

Балочные элементы создаются вдоль направляющих линий. Очень важно, чтобы после меширования узлы балочных элементов совпадали с узлами оболочечных элементов на поверхностях, к которым крепится балочный элемент. Поэтому при создании модели распределения пространства необходимо все поверхности, к которым крепятся стрингеры, шпангоуты и продольные балки, расечь линиями, которые задают направление стрингеров, шпангоутов и продольных балок. В результате получают порезанные на лоскутки поверхности. Линии, принадлежащие этим лоскуткам, будут служить направляющими для балочных элементов.

Сначала разбивают на конечные элементы линии, задающие направления балочных элементов, а затем поверхности. Перед созданием конечно-элементной модели (рис. 11) необходимо каждой линии и поверхности задать материал, число элементов вдоль линии, реальные константы (для поверхностей), сечения (для линий).

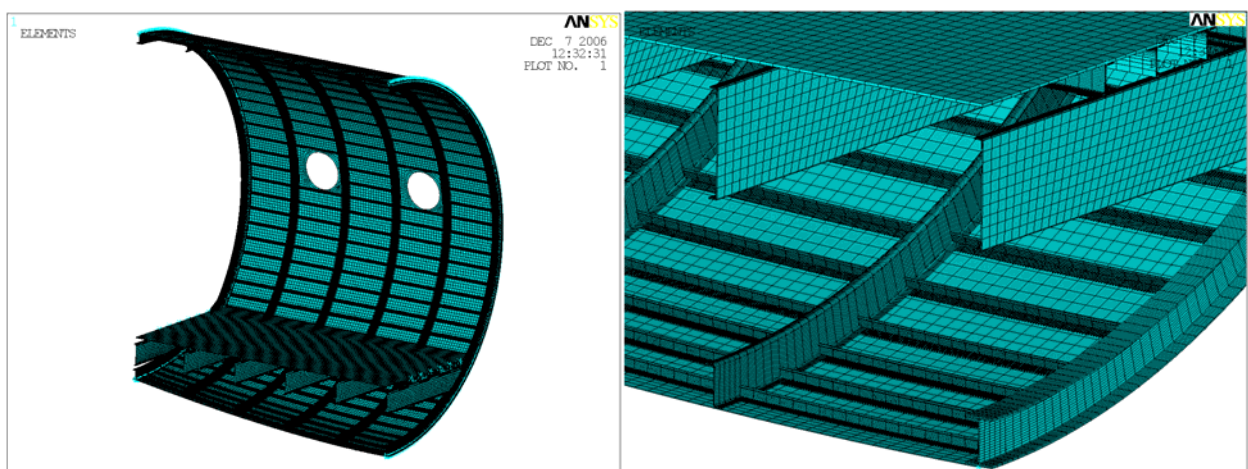


Рис. 11. Конечно-элементная модель отсека фюзеляжа



Совпадающие узлы объединяются в один узел, и балочные элементы оказываются прикрепленными к оболочечным элементам. На необходимые узлы накладывают условия совместности деформаций.

Теперь конечно-элементную модель закрепляют и прикладывают нагрузки.

Затем проводят расчёт характеристик общего НДС элементов фюзеляжа с помощью системы ANSYS. Время расчёта зависит от степени разбиения конструкции на конечные элементы и может быть от нескольких минут до нескольких часов.

Следующий этап – анализ полученного общего НДС отсека фюзеляжа и коэффициентов запаса прочности. Система ANSYS позволяет выводить результаты расчётов как в графической, так и в текстовой форме.

Ниже приведены картины распределения перемещений и напряжений в конструкции отсека фюзеляжа при следующих исходных данных: толщина обшивки 1,5 мм, поперечная сила в первом сечении 121875 Н, в шестом – 115063 Н, изгибающий момент в первом сечении 1612600 Н·м, в шестом – 1283400 Н·м. На рис. 12 и 13 изображена шкала, на которой указан диапазон, соответствующий определённому цвету. Для перемещений размерность цифр на шкале указывается в миллиметрах, а для напряжений – в мегапаскалях. На рис. 14 и 15 ось абсцисс – длина линии в миллиметрах (начало отсчёта – крайняя верхняя точка на поверхности фюзеляжа), ось ординат – напряжения в мегапаскалях. Номера шпангоутов указаны на рис. 13.

По результатам анализа принимается решение о прочности данной конструкции фюзеляжа, разрабатывается отчёт о проведенном расчёте общего НДС фюзеляжа. Если конструкция не прочна, то уточняются геометрические параметры отсека фюзеляжа и расчёт повторяется снова.

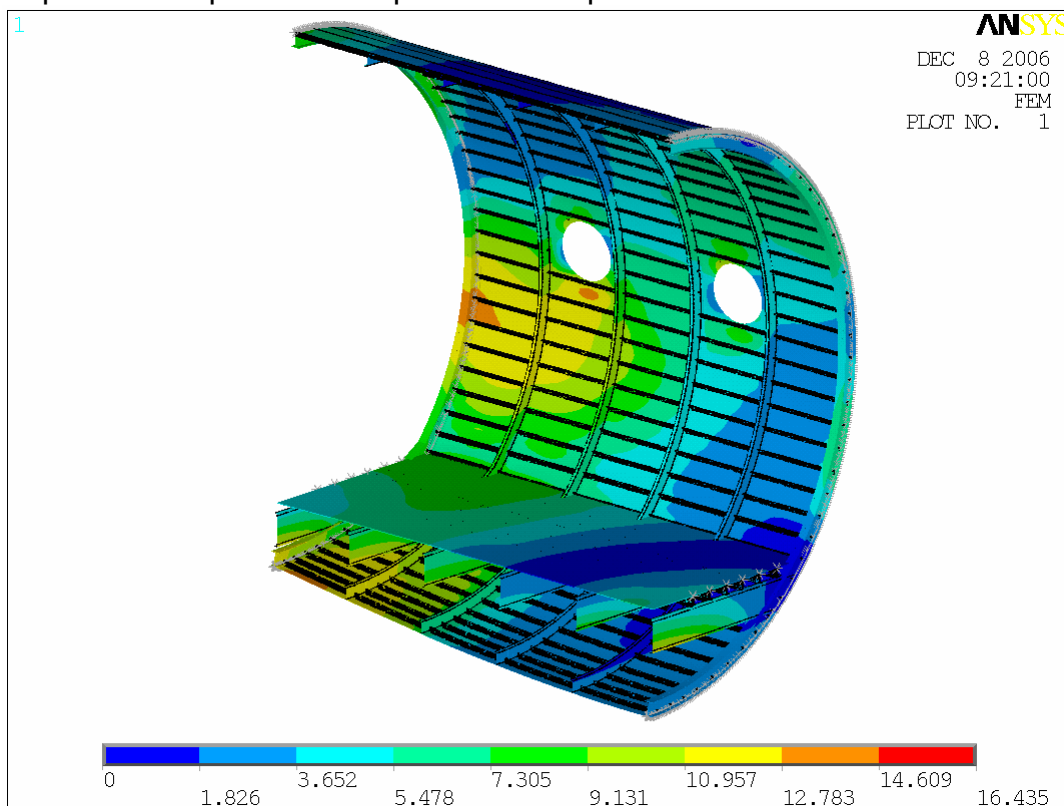


Рис. 12. Характер распределения суммарных перемещений в конструкции фюзеляжа

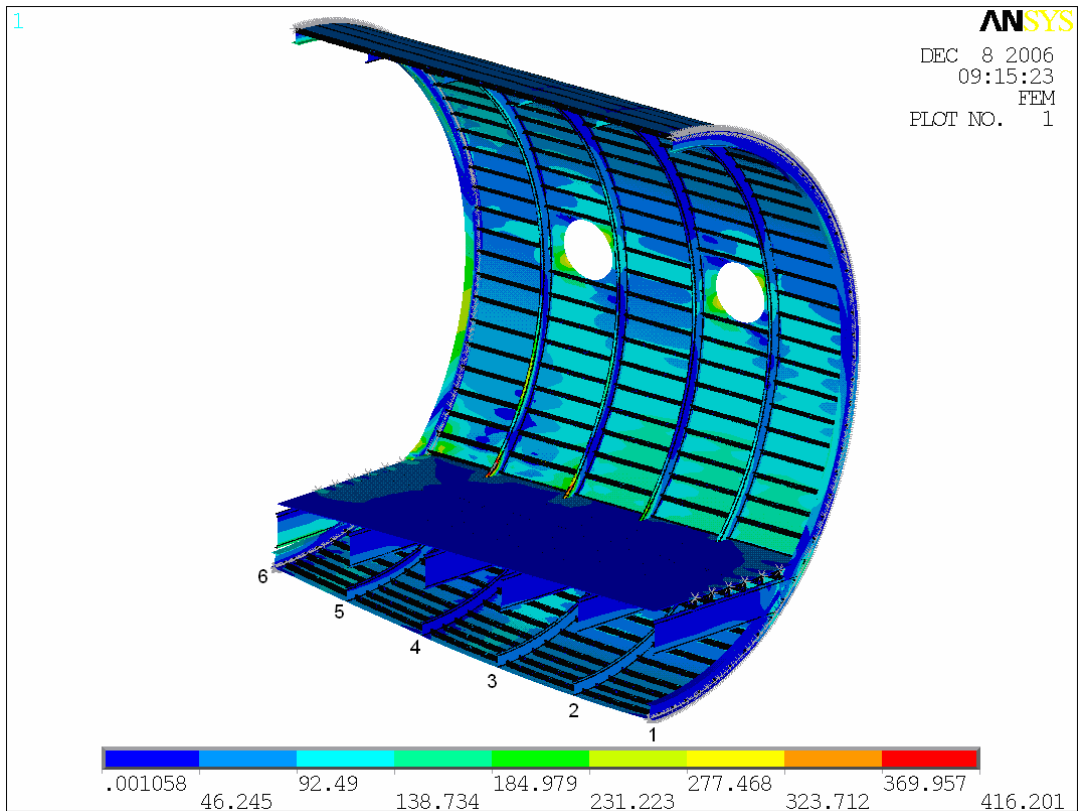


Рис. 13. Характер распределения эквивалентных напряжений в конструкции фюзеляжа

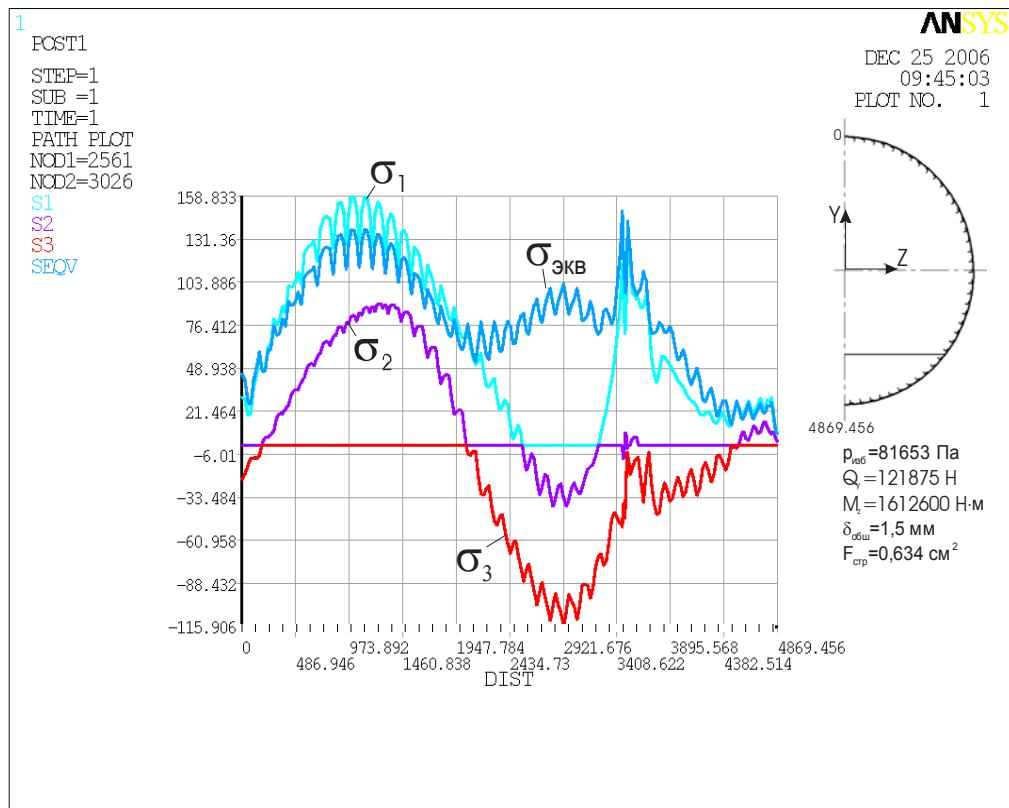


Рис. 14. Зависимость напряжений  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$ ,  $\sigma_3$ ,  $\sigma_{\text{ЭКВ}}$  от длины линии, лежащей на поверхности фюзеляжа в плоскости шпангоута 1

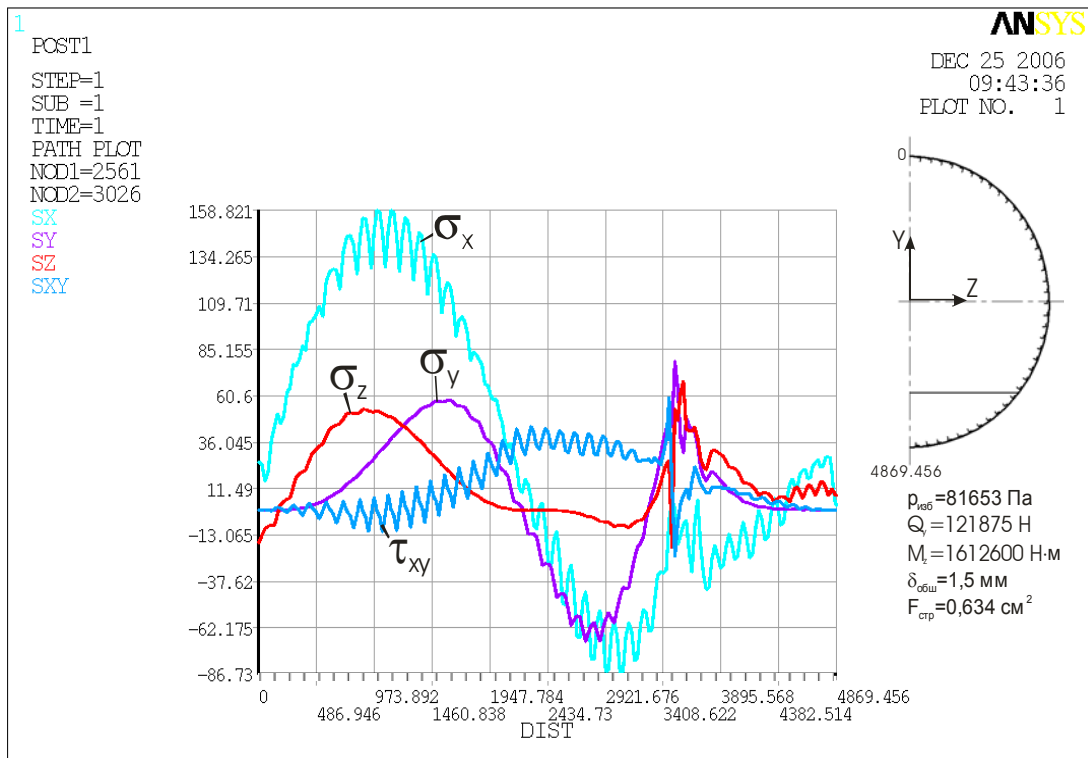


Рис. 15. Зависимость напряжений  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$ ,  $\sigma_z$ ,  $\tau_{xy}$  от длины линии, лежащей на поверхности фюзеляжа в плоскости шпангоута 1

### Выводы

Разработан метод определения общего НДС отсека фюзеляжа самолёта методом конечных элементов. Метод апробирован при расчёте НДС отсека фюзеляжа гражданского самолёта. Получены значения напряжений и перемещений в данной конструкции фюзеляжа. Максимальные напряжения действуют в зоне вырезов и в местах соединения пола и обшивки. Из картины распределения напряжений видно, что напряжения в обшивке в зоне соединения её со стрингерами и шпангоутами больше, чем вне этой зоны.

### Список литературы

1. Василевский Е. Т., Шутовский О. В. Современные методы исследования напряжённо-деформируемого состояния планера самолёта // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2005. – Вып. 27. – С. 42 - 50.
2. Метод интегрированного проектирования и компьютерного моделирования фюзеляжа гражданского самолета с помощью интегрированных систем CAD/CAM/CAE/PLM / А. Г. Гребеников, А. З. Двейрин, Ю. Н. Геремес, А. М. Гуменный. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2006. – Вып. 30. – С. 10 - 30.
3. Стригунов В. М. Расчёт на прочность фюзеляжей и герметических кабин самолётов. – М.: Машиностроение, 1974. – 228 с.
4. Басов К. А. ANSYS: Справочник пользователя. – М.: ДМК Пресс, 2005. – 640 с.