

Метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния отсека фюзеляжа вертолета

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

Представлен метод итерационного определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния отсека фюзеляжа вертолета с помощью интегрированных систем CAD/CAM/CAE. Разработана последовательность расчета и анализа характеристик общего напряженно-деформированного состояния отсека фюзеляжа легкого вертолета.

Ключевые слова: фюзеляж, отсек, конечно-элементная модель, сила, момент, напряжение, деформация.

В настоящее время основным методом, применяемым для определения характеристик общего и локального напряженно-деформированного состояния (НДС), является метод конечных элементов, реализованный в компьютерных системах инженерного анализа, одна из которых представляет собой систему ANSYS. Она позволяет с высокой степенью точности определять характеристики как общего, так и локального НДС элементов конструкции при упругом и упругопластическом деформировании [1 - 5].

Целью данной работы является разработка метода определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния фюзеляжа вертолета для проведения дальнейшего анализа его статической прочности и усталостной долговечности.

Итерационный метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния фюзеляжа вертолета с помощью конечно-элементных пакетов показан на рис. 1.

Исходными данными для автоматизированного формирования облика вертолета являются содержащиеся в техническом задании величина расчётной дальности полёта, масса полезной (коммерческой) нагрузки, её габаритные размеры, значения полетной скорости V (максимальной и крейсерской), высота полёта, аэродинамическое качество на крейсерском режиме полёта, применяемые конструкционные материалы, совокупность критериев эффективности вертолета, требования авиационных правил и сертификации вертолета.

В соответствии с исходными данными выбирают схему вертолета, определяют взлётную массу, оптимизируют основные параметры, разрабатывают компоновку и чертёж общего вида вертолета. Всё это служит основой для создания параметрической модели мастер-геометрии фюзеляжа вертолета с помощью компьютерных систем CAD/CAM/CAE (рис.2).

Расчетно-разрушающие нагрузки, действующие на фюзеляж исследуемого вертолета, определяют в соответствии с АП-27 или АП-29 в зависимости от его взлетной массы.

Полётные нагрузки должны быть рассмотрены:

- во всём диапазоне расчётных высот полёта вертолета;
- для всех требуемых сочетаний высоты и массы вертолета в пределах эксплуатационных ограничений, предписанных в РЛЭ.

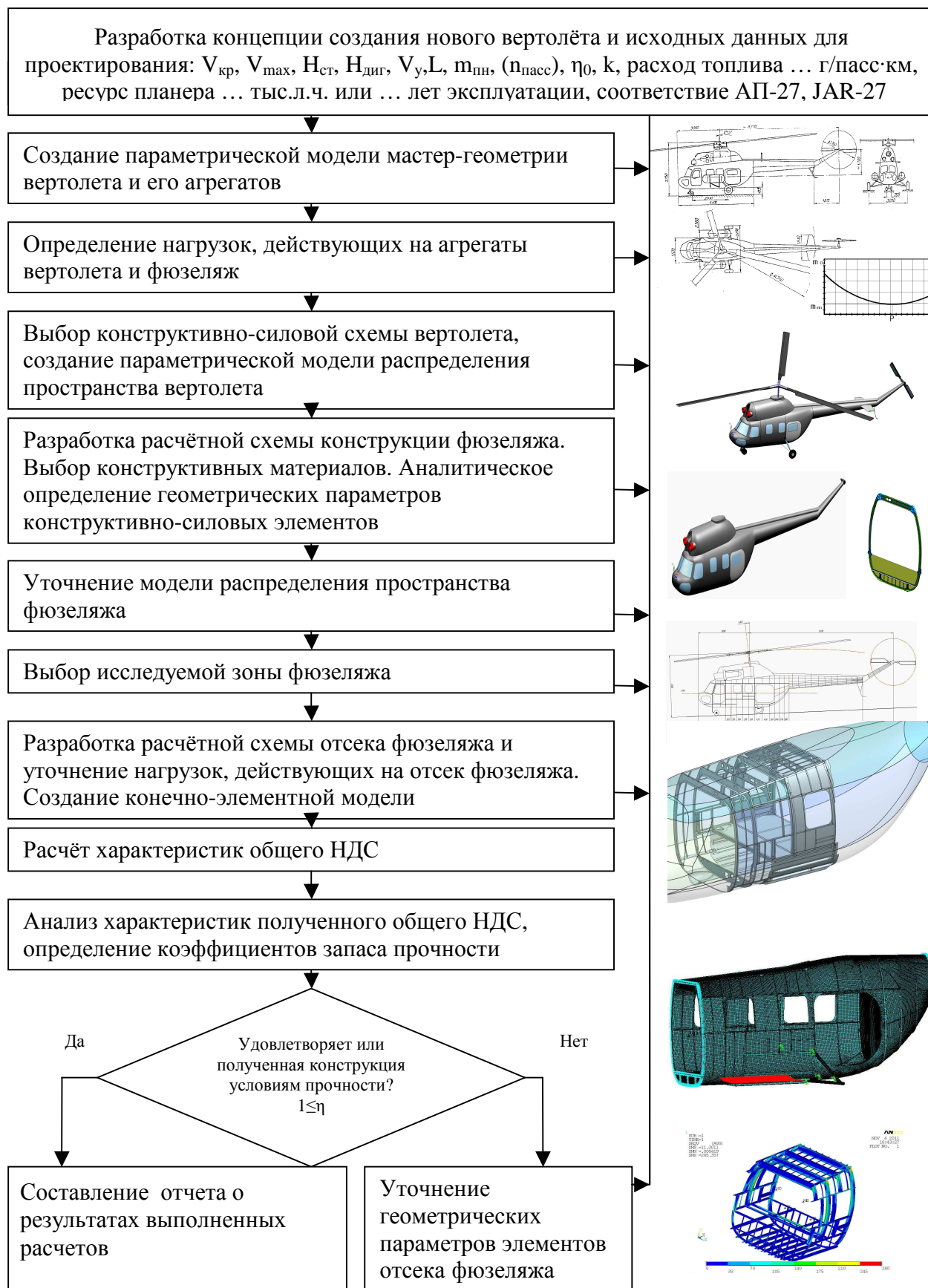


Рис. 1. Метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния отсека фюзеляжа вертолета

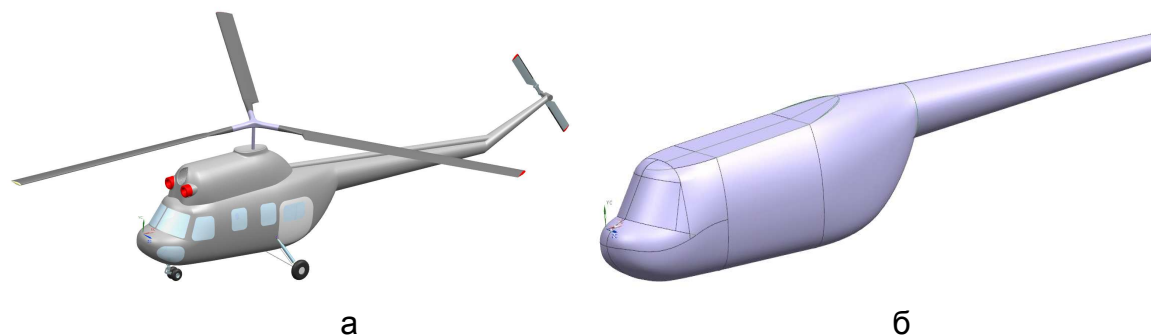


Рис. 2. Модели мастер-геометрии вертолета (а) и фюзеляжа (б), созданные с помощью системы Siemens NX 7.5

В общем случае на вертолет при прямолинейном полёте действуют следующие внешние силы (рис. 3): T – подъёмная сила несущего винта (НВ); X – сила лобового сопротивления вертолета; G_0 – сила веса вертолета; Y_ϕ – подъёмная сила фюзеляжа; $Y_{ст}$ – аэродинамическая сила на стабилизаторе; $Y_{ур}$ – уравнивающая аэродинамическая сила; $Y_{м.р.в.}$, $M_{y\phi}$ – манёвренная сила и момент, вызванные вращением фюзеляжа. Манёвренная сила $Y_{м.р.в.}$ возникает на рулевом винте (РВ) вследствие отклонения лопастей РВ в начале маневра, будет создавать вращательное движение вертолета; $M_{нс}$ – крутящий момент от несущего винта; $M_{хв}$ – крутящий момент от хвостового винта.

Основными массовыми нагрузками, которые действуют на фюзеляж исследуемого вертолета, являются нагрузки от главного редуктора (ГР) втулки несущего винта и его лопастей, хвостовой балки с рулевым винтом и трансмиссией, шасси и двигателей, которые крепят к элементам конструкции фюзеляжа. Кроме того, в фюзеляже могут размещаться баки с топливом, экипаж, пассажиры, оборудование и грузы. На поверхности фюзеляжа возникают местные аэродинамические нагрузки, которые в отдельных зонах (фонарь кабины лётчиков, носовая часть и т.п.) могут достигать величины скоростного напора набегающего потока.

При определении расчётных разрушающих нагрузок, действующих на фюзеляж, необходимо эксплуатационные нагрузки рассматривать с учетом коэффициента безопасности f , регламентируемого АП. Согласно АП-29 максимальная эксплуатационная перегрузка для любой скорости полета вертолета должна быть не больше чем 3.5, а минимальная эксплуатационная перегрузка – не меньше чем (-1).

При разработке расчетной схемы фюзеляжа исследуемого вертолета в полётных случаях принимаем, что опорами служат два силовых шпангоута – №3 и №6 (см. рис.4).

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

$q_{пас}$ – расчётная погонная нагрузка от пассажиров;

$q_{топл}$ – расчётная погонная нагрузка от топлива;

G_1 и G_4 – сосредоточенная нагрузка от передней и основных стоек шасси в вертикальной плоскости;

G_2 – сосредоточенная нагрузка от двигателей в вертикальной плоскости;

G_3 , G_5 и G_6 – сосредоточенная нагрузка от главного редуктора промежуточного и хвостового редукторов соответственно;

Q_1 и Q_4 – поперечные силы, возникающие от сосредоточенных масс шасси в горизонтальной плоскости;

Q_2 , – поперечные силы, возникающие от сосредоточенной массы двигателя в горизонтальной плоскости;

Q_3 , Q_5 и Q_6 – поперечные силы, возникающие от сосредоточенных масс главного редуктора промежуточного и хвостового редукторов в горизонтальной плоскости;

$Y_{пр}$ – сумма уравнивающей и маневренной сил.

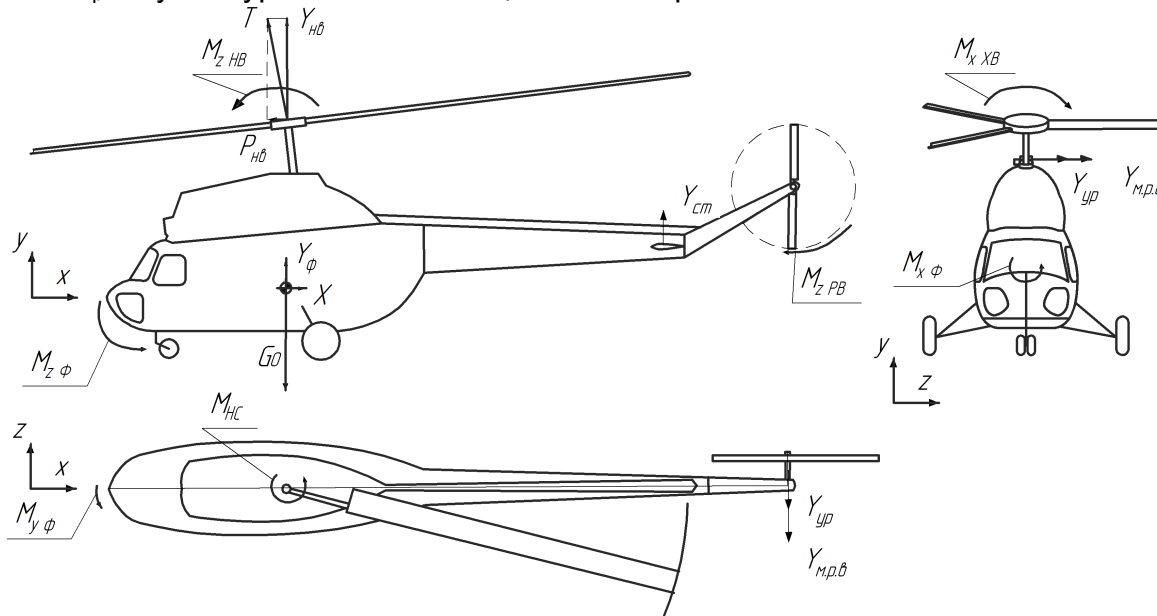


Рис. 3. Схема сил, действующих на вертолет в горизонтальном полете

После разработки расчетной схемы фюзеляжа исследуемого вертолета и определения расчетных нагрузок для всех рассматриваемых случаев нагружения проводят аналитический проектировочный расчёт фюзеляжа вертолета, в результате которого выбирают конструктивно силовую схему вертолета, определяют геометрические параметры конструктивных элементов фюзеляжа, уточняют модель распределения пространства (рис.5-6).

Выбирают исследуемую зону фюзеляжа, составляют расчётную схему для исследуемой зоны и уточняют нагрузки, действующие на выбранный отсек фюзеляжа. Фюзеляж вертолета с геометрической точки зрения и с точки зрения приложения нагрузки является несимметричной конструкцией, поэтому в расчете необходимо рассматривать весь исследуемый отсек вертолета.

Расчетная схема отсека фюзеляжа показана на рис. 6.

В сечениях отсека фюзеляжа действует изгибающий момента и поперечная сила в работе предложено прикладывать только поперечную силу на расстоянии, которое обеспечило бы необходимый изгибающий момент в исследуемом сечении фюзеляжа. Крутящий момент, возникающий в хвостовой балке, прикладывается к соответствующему узлу. В рассматриваемом случае выносными узлами являются центры масс хвостовой балки и носового отсека фюзеляжа, а также точка приложения тяги рулевого винта (рис. 7). Модель закрепляется шарнирной заделкой в узлах крепления главного редуктора. В точке А и В (см. рис. 7) прикладываются поперечные силы $G_{HC экв}$, $G_{XB экв}$ и $M_{кр}$ заменяющие весовое воздействие носовой части и хвостовой балки соответственно и крутящий момент, а в точке С прикладывается сумма уравнивающей и маневренной

силы от рулевого винта. Масса пассажиров и двигателей задается в виде сосредоточенных масс, а давление – пропорционально распределению жидкости в баке. Кроме приложенных нагрузок на конструкцию отсека вертолета действует распределенная нагрузка от собственного веса конструкции.

Расчетные схемы фюзеляжа

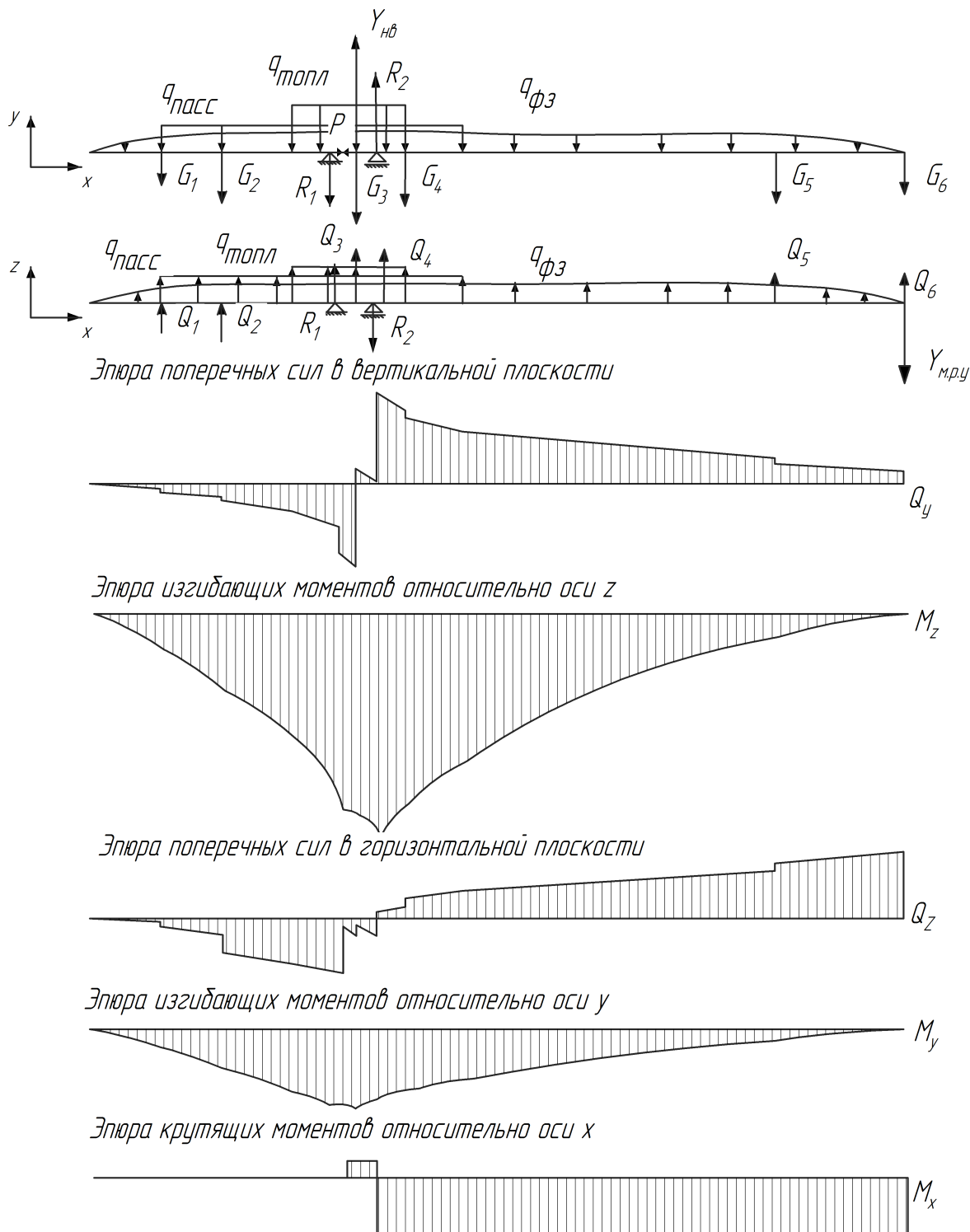


Рис. 4. Схемы нагружения и закрепления фюзеляжа. Эпюры поперечных сил и моментов

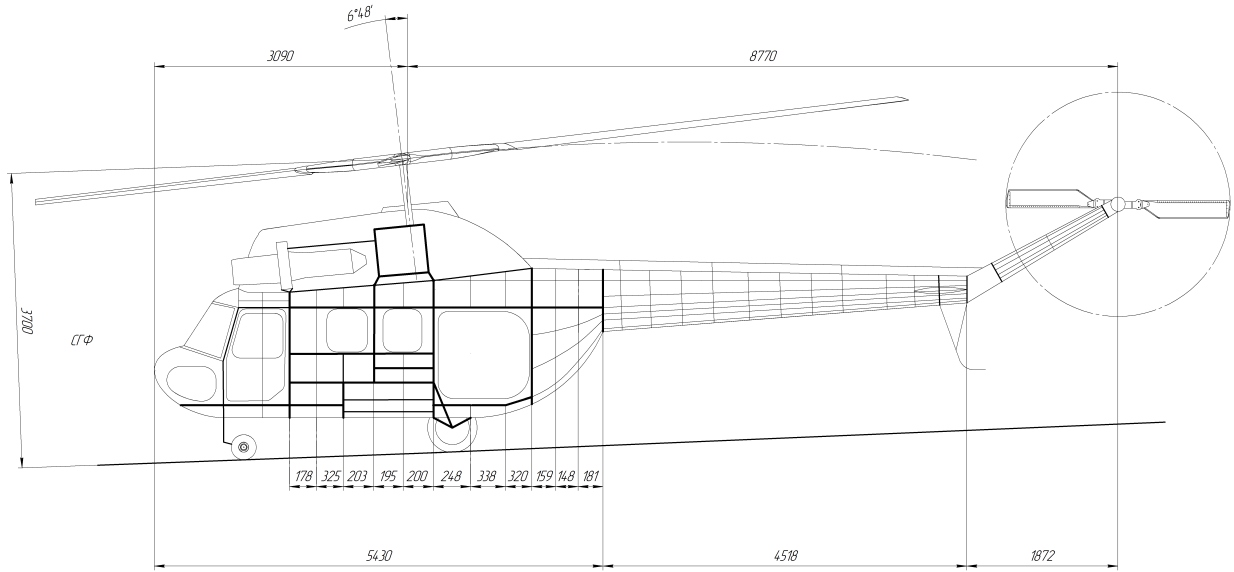


Рис. 5. Конструктивно-силовая схема вертолета

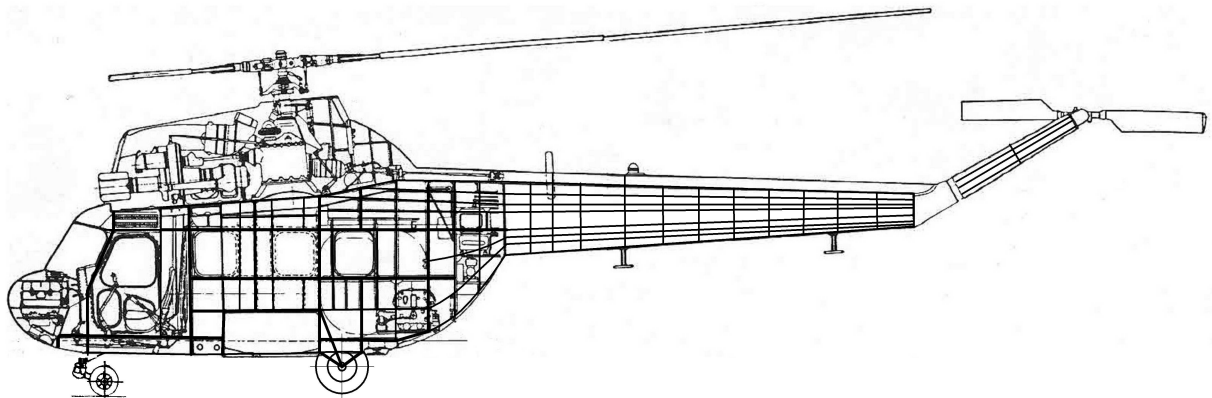


Рис. 6. Компоновочная схема фюзеляжа

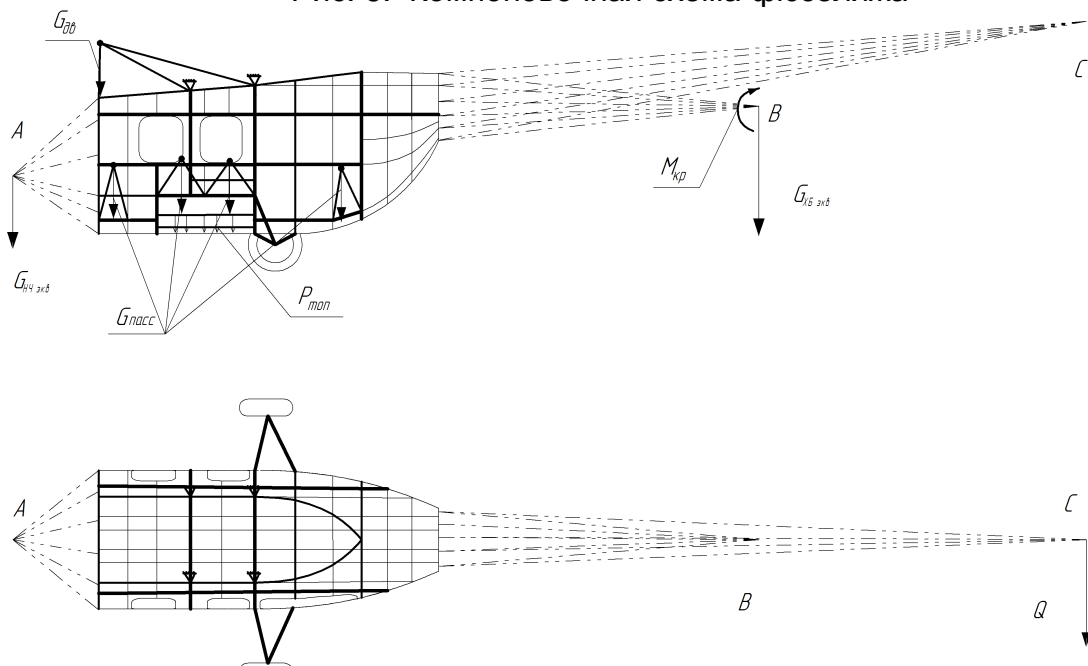


Рис. 7. Расчетная схема отсека фюзеляжа

Конечно-элементную модель отсека фюзеляжа вертолета создавали таким образом, чтобы узлы балочных элементов совпадали с узлами оболочечных элементов на поверхностях, к которым крепят балочный элемент для того, чтобы избежать применения контактных элементов в рассматриваемой модели.

В местах крепления основных стоек шасси к узлам шпангоутов отсека фюзеляжа вертолета наложены условия совместности линейных перемещений по всем направлениям.

Конечно-элементная модель отсека фюзеляжа вертолета представлена на рис. 8 и 9.

К фюзеляжу приложены следующие нагрузки: сила, возникающая в носовом отсеке – 14,65 кН; сила, возникающая в хвостовой балке – 12,97 кН; тяга рулевого винта 2,4 кН; крутящий момент в хвостовой балке 2,7 кН. Сосредоточенные массы: пассажиры – 75 кг, главный редуктор – 290 кг; двигатели по 103 кг. К поверхностям, моделирующим топливный бак, приложено давление, эквивалентное весу 460 кг топлива в баке (рис. 10).

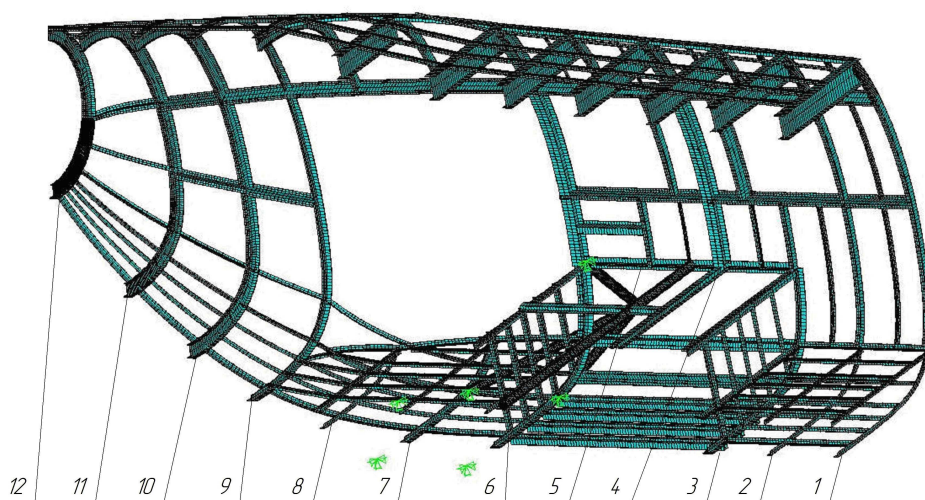


Рис. 8. Балочные элементы конечно-элементной модели отсека фюзеляжа

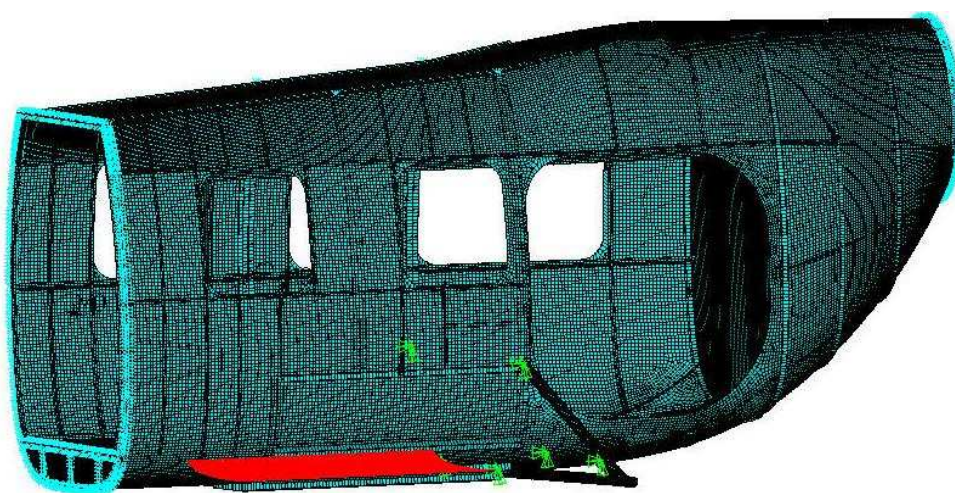


Рис. 9. Конечно-элементная модель отсека фюзеляжа вертолета

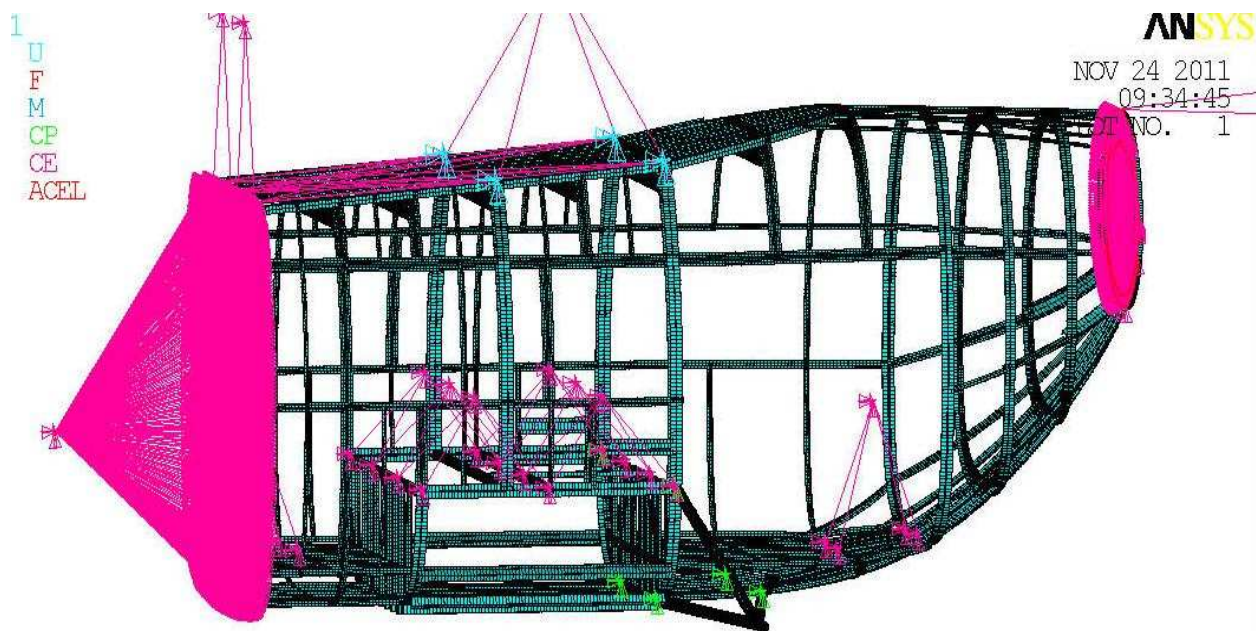


Рис. 10. Нагрузки и граничные условия, приложенные к конечно-элементной модели отсека фюзеляжа вертолета

В результате проведенных расчетов определены характеристики НДС отсека фюзеляжа вертолета для выбранных случаев нагружения.

На рис. 11 показано распределение суммарных перемещений узлов конечно-элементной модели отсека фюзеляжа вертолета.

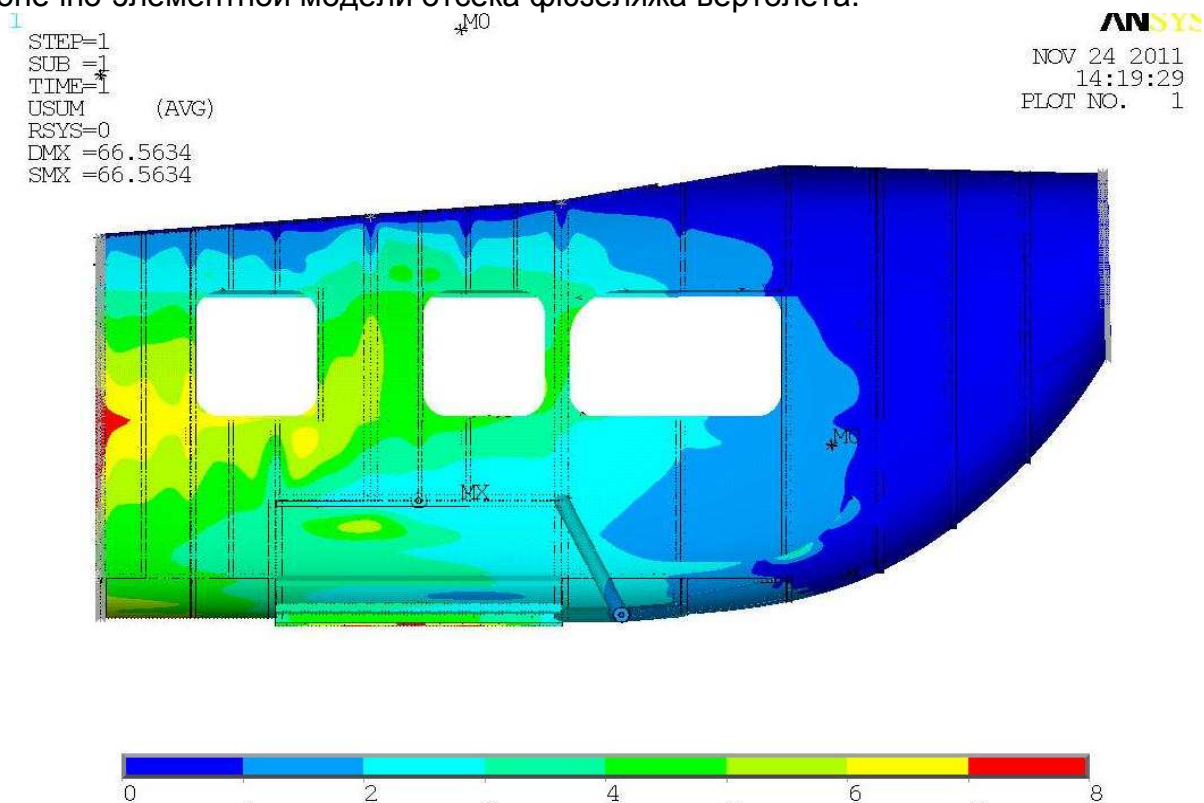


Рис. 11. Распределение суммарных перемещений в конструкции отсека фюзеляжа

На рис. 12 показано распределение эквивалентных напряжений Мизеса по узлам конечно-элементной модели отсека фюзеляжа вертолета.

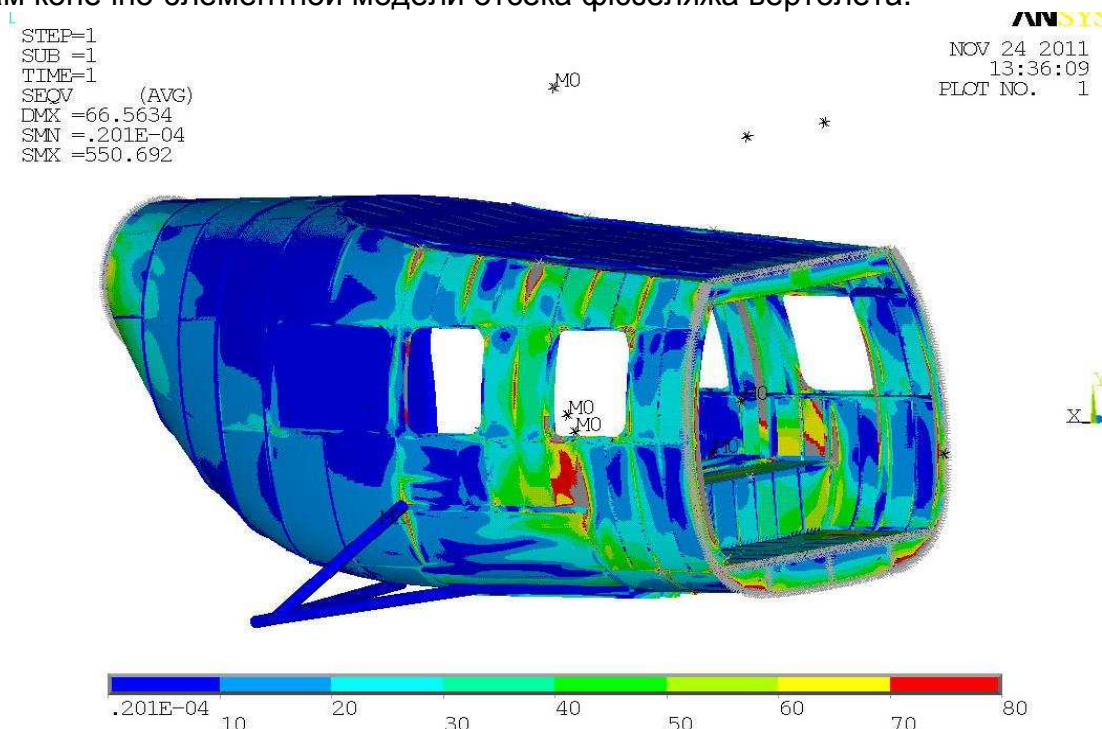


Рис. 12. Распределение эквивалентных напряжений Мизеса в конструкции отсека фюзеляжа вертолета

В результате расчетов определено, что наиболее нагруженным участком конструкции в данном случае является центральная часть отсека фюзеляжа вертолета в области между силовыми шпангоутами №3 и №6 (см. рис.12). Эпюра изгибающего момента, действующего в шпангоуте №6 показана на рис.13.

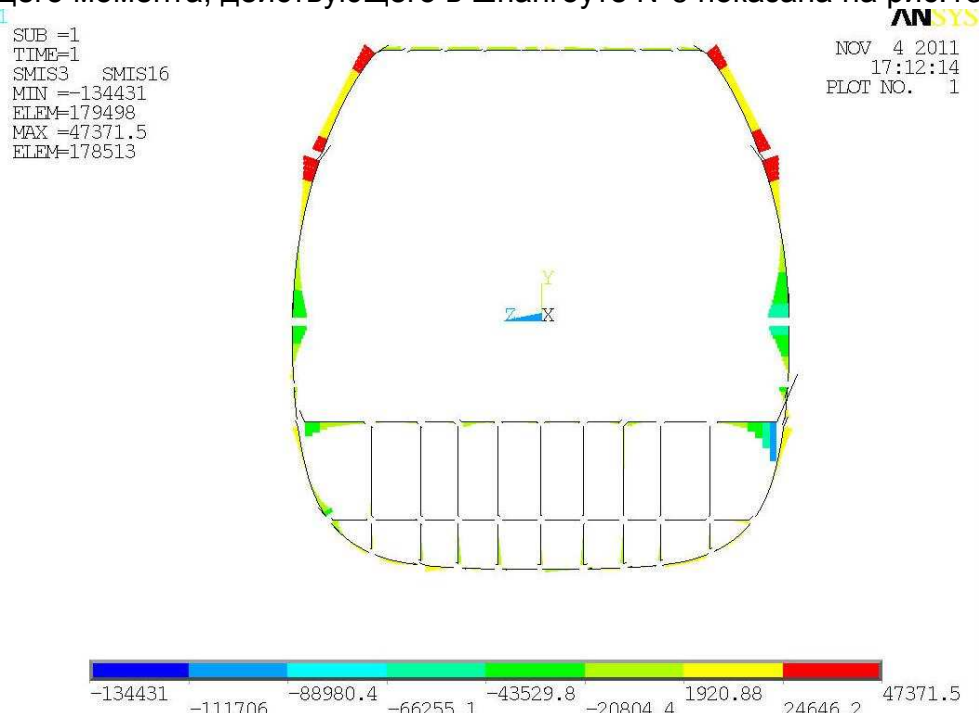


Рис. 13. Эпюра изгибающих моментов, возникающих в плоскости силового шпангоута №6

На рис. 14 изображено распределение эквивалентных напряжений Мизеса в балочных элементах, расположенных в зоне между силовыми шпангоутами №3 и №6.

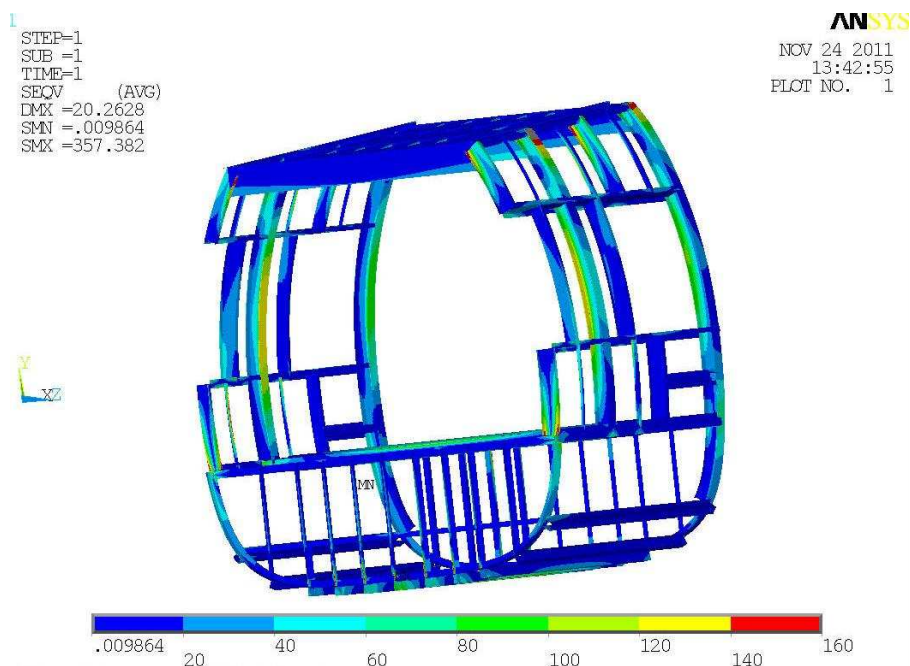


Рис. 14. Распределение эквивалентных напряжений Мизеса в балочных элементах, расположенных в зоне между силовыми шпангоутами №3 и №6 конечно-элементной модели отсека вертолета

На рис. 15 – 16 показаны характеристики НДС в плоскости силовых шпангоутов №3 и №6 конечно-элементной модели отсека фюзеляжа вертолета.

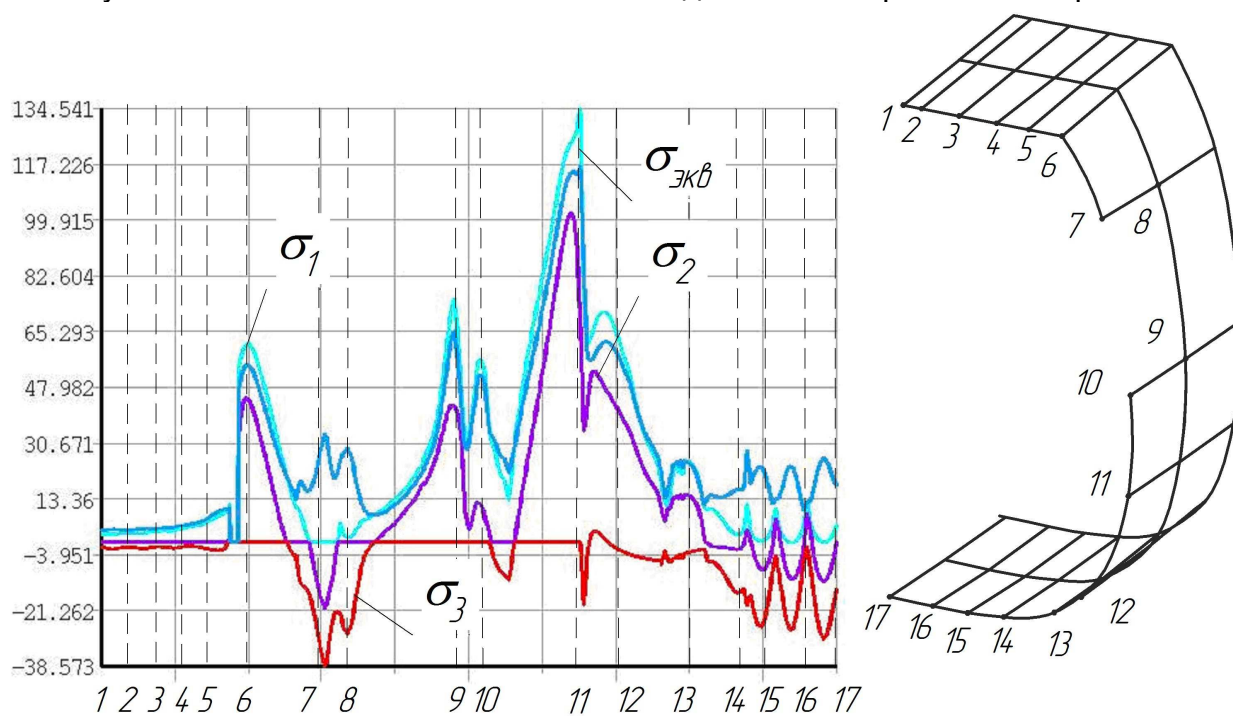


Рис. 15. Распределение напряжений σ_1 , σ_2 , σ_3 , $\sigma_{экв}$, возникающих в плоскости силового шпангоута №3

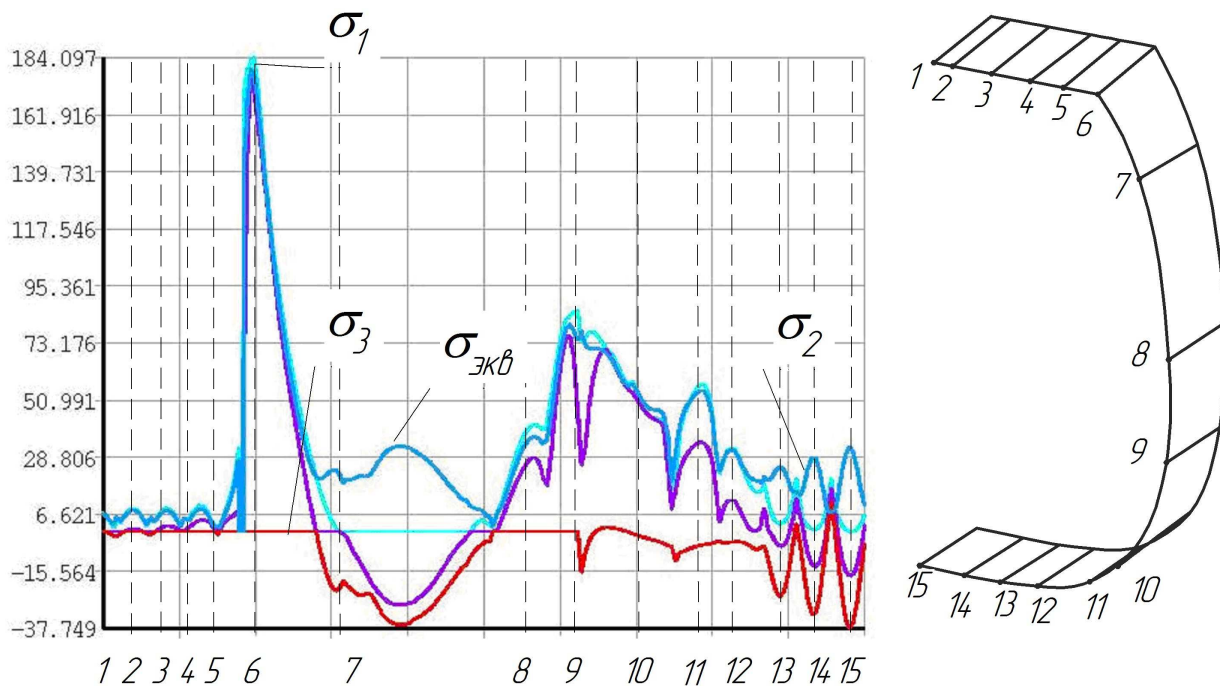


Рис. 16. Распределение напряжений σ_1 , σ_2 , σ_3 , $\sigma_{экв}$, возникающих в плоскости силового шпангоута №6

Удельная энергия деформирования для шпангоутов №3 и №6 показана на рис. 17 – 18 соответственно.

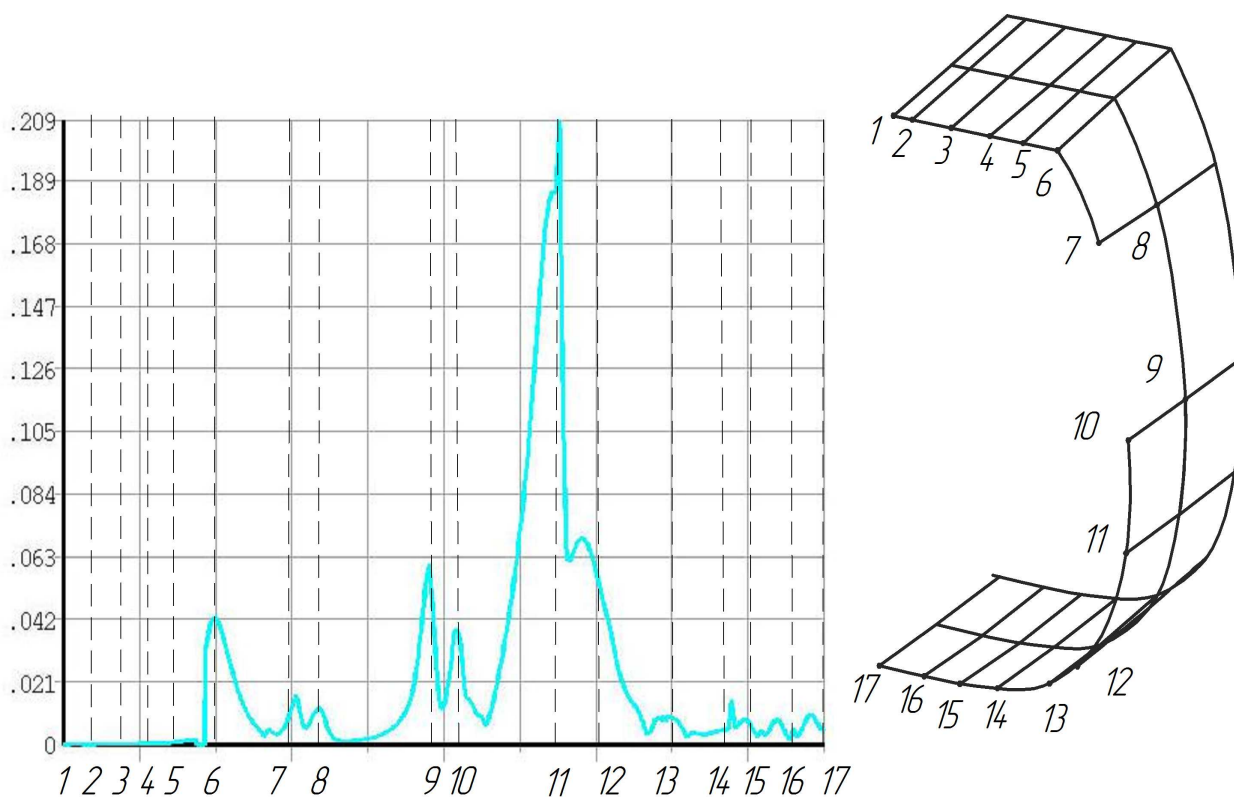


Рис. 17. Характеристика изменения удельной энергии деформирования, возникающей в плоскости силового шпангоута №3

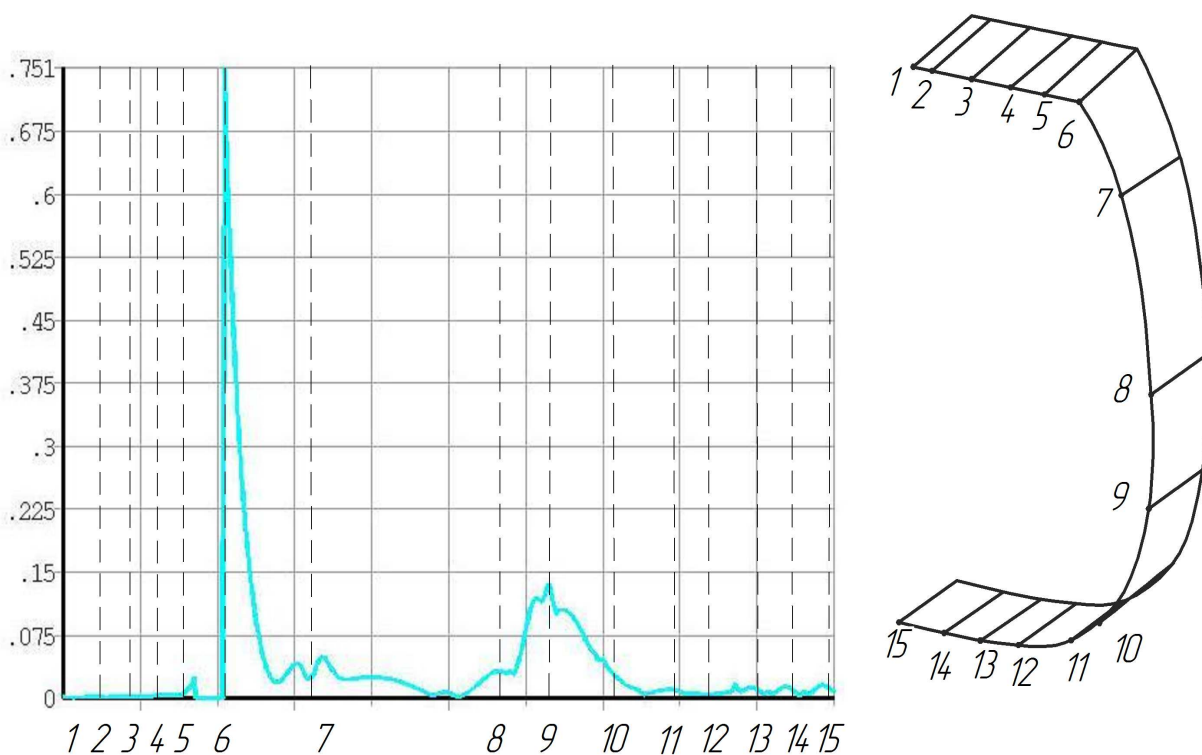


Рис. 18. Характеристика изменения удельной энергии деформирования, возникающей в плоскости силового шпангоута №6

Наиболее опасными участками с точки зрения усталостной прочности являются в шпангоуте №3 место крепления поперечной полки (точка 11), а в шпангоуте №6 – крепление главного редуктора (точка 6).

Полученные параметры НДС базового варианта отсека фюзеляжа вертолета являются исходными данными для проведения дальнейшего анализа статической прочности и усталостной долговечности различных модификаций конструкции исследуемого летательного аппарата.

Выводы

Разработан метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния фюзеляжа вертолета. Метод апробирован при расчёте НДС отсека фюзеляжа гражданского вертолета. Получены значения напряжений и перемещений в данной конструкции фюзеляжа. Далее возможно выделение опасных зон и применение полученных результатов для расчета локального напряженно-деформированного состояния и прогнозирования на его основе ресурса конструкции вертолета.

Список литературы

1. 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.

2. Михеев, Р.А. Прочность вертолетов [Текст] / Р.А. Михеев. – М.: Машиностроение, 1982. – 280 с.
3. Стригунов, В. М. Расчёт на прочность фюзеляжей и герметических кабин самолётов [Текст] / В. М. Стригунов. – М.: Машиностроение, 1974. – 228 с.
4. Басов, К. А. ANSYS: Справочник пользователя [Текст] / К. А. Басов.– М.: ДМК Пресс, 2005. – 640 с.
5. Кан, С.Н. Расчет самолета на прочность [Текст] / С.Н. Кан, И.А. Свердлов. – М.: Машиностроение, 1966. – 519 с.

Рецензент: кандидат технических наук, доцент Василевский Е. Т.,
Государственное предприятие “АНТОНОВ”

Поступила в редакцию 13.09.11

Метод визначення характеристик загального напружено-деформованого стану відсіку фюзеляжу вертольота

Наведено метод ітераційного визначення характеристик загального напружено-деформованого стану відсіку фюзеляжу вертольота за допомогою інтегрованих систем CAD / CAM / CAE. Розроблено послідовність розрахунку і аналізу характеристик загального напружено-деформованого стану відсіку фюзеляжу легкого вертольота.

Ключові слова: фюзеляж, відсік, скінченно-елементна модель, сила, момент, напруга, деформація.

The method of determining the characteristics of general stress-strain state of the helicopter fuselage compartment

This method is used for determining characteristics of iterative common stress-displacement of the helicopter fuselage compartment, using integrated CAD / CAM / CAE system. Designed for sequence calculating and analyzing characteristics of common stress-displacement condition light helicopter fuselage.

Keywords: the fuselage, cut, finite element model, weight, force, torque, stress, strain.