

Метод определения характеристик общего напряжённо-деформированного состояния отъёмной части крыла самолёта с помощью системы ANSYS

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

Одна из основных задач современной авиационной науки – рационализация конструктивно-силовых схем самолётов, следствием чего является возможность достижения при испытаниях расчетного уровня разрушающих нагрузок и заданного ресурса при минимальной массе конструкции. Данная научно-техническая проблема решается путем исследования НДС элементов конструкции аналитическими, численными и экспериментальными методами [1].

Основным численным методом, получившим широкое распространение в инженерных расчетах и наилучшую программную отработку, является метод конечных элементов (МКЭ), реализованный в системах CAD/CAE. Для его применения необходимо с помощью систем CAD создать математическую модель, мастер-геометрию и модель распределения пространства самолёта на основе аналитических методов формирования облика самолёта и проектировочных расчётов геометрических параметров элементов планера самолёта.

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, ресурс самолёта, 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 общий вид самолёта (рис. 1).

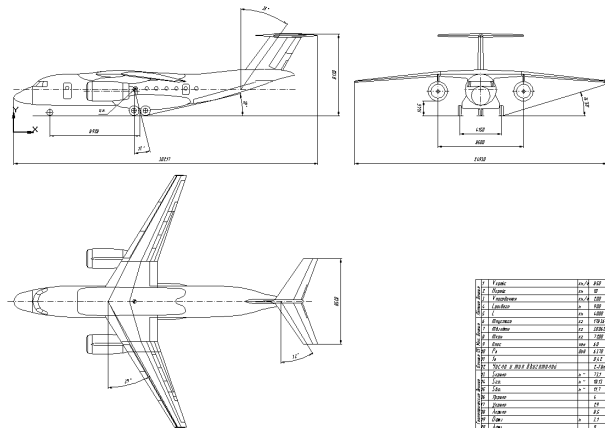


Рис.1. Общий вид самолета

Создают мастер-геометрию крыла и самолёта (рис. 2).



В соответствии с АП-25 и нормами прочности определяются действующие на крыло нагрузки.

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

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

В общем случае на самолёт при полёте в вертикальной плоскости действуют следующие внешние силы (рис. 3): подъёмная сила крыла, сила лобового сопротивления X , тяга двигателей P , сила тяжести самолёта G_0 , уравновешивающая аэродинамическая сила $Y_{ур}$, манёвренная сила $Y_{м.г.о.}$, массовый момент, вызванный вращением фюзеляжа, $M_{масс}$. 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 [2].

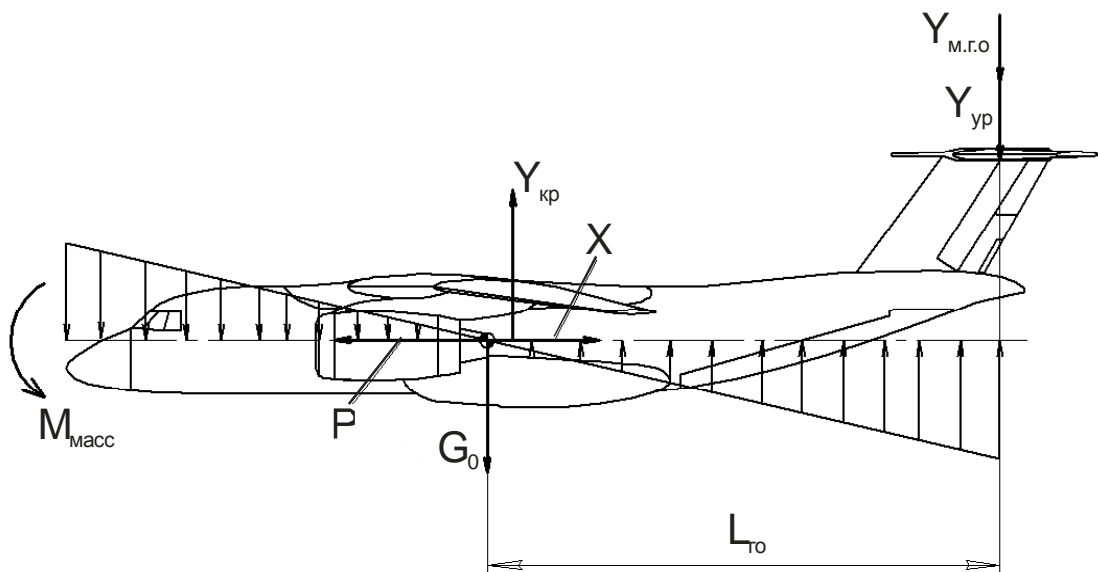


Рис. 3. Нагрузки, действующие на самолет

Максимальная эксплуатационная перегрузка должна быть не меньше $n_{\dot{y}_{\max}} = 2,1 + \frac{10890}{G + 4540}$, но при условии, что величина $n_{\dot{y}_{\max}}$ должна быть не меньше 2,5 и не больше 3,8, где G – максимальный расчётный взлётный вес, кгс [2].

В нашем случае перегрузка для самолёта составляет 2,5.

Минимальная эксплуатационная перегрузка $n_{\dot{y}_{\min}}$ для любой скорости вплоть до V_D должна быть не меньше $-1,0$ (рис. 4).

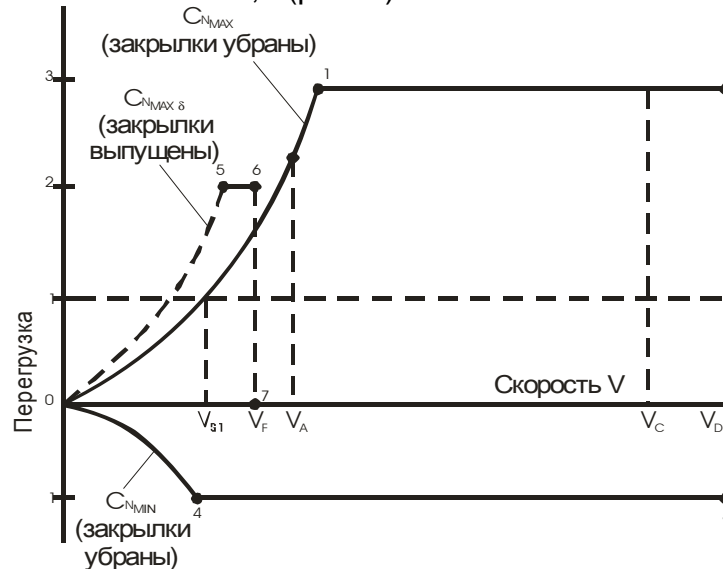


Рис. 4. Огибающая перегрузок при манёвре

При определении расчётных нагрузок, действующих на крыло, необходимо эксплуатационные перегрузки умножить на коэффициент безопасности f .

После этого строятся эпюры поперечной силы, изгибающего и крутящего момента, действующих на консоль крыла (рис. 5, 6).

Создаётся расчётная схема крыла. В случае выполнения манёвра в вертикальной плоскости расчётная схема отъёмной части крыла самолёта представляет собой консольную балку (рис. 7).

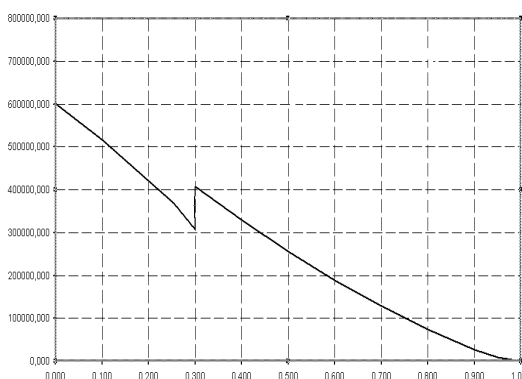


Рис. 5. Эпюра поперечных сил

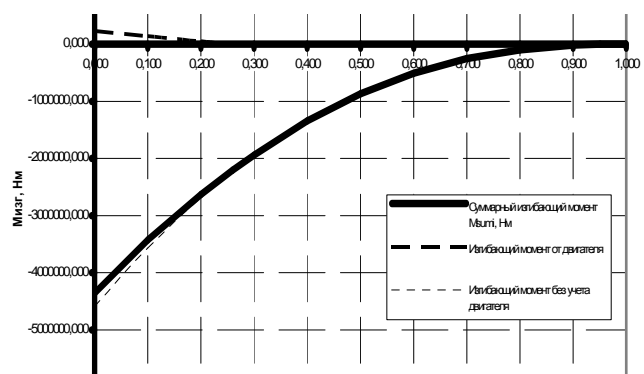


Рис. 6. Эпюра изгибающих моментов

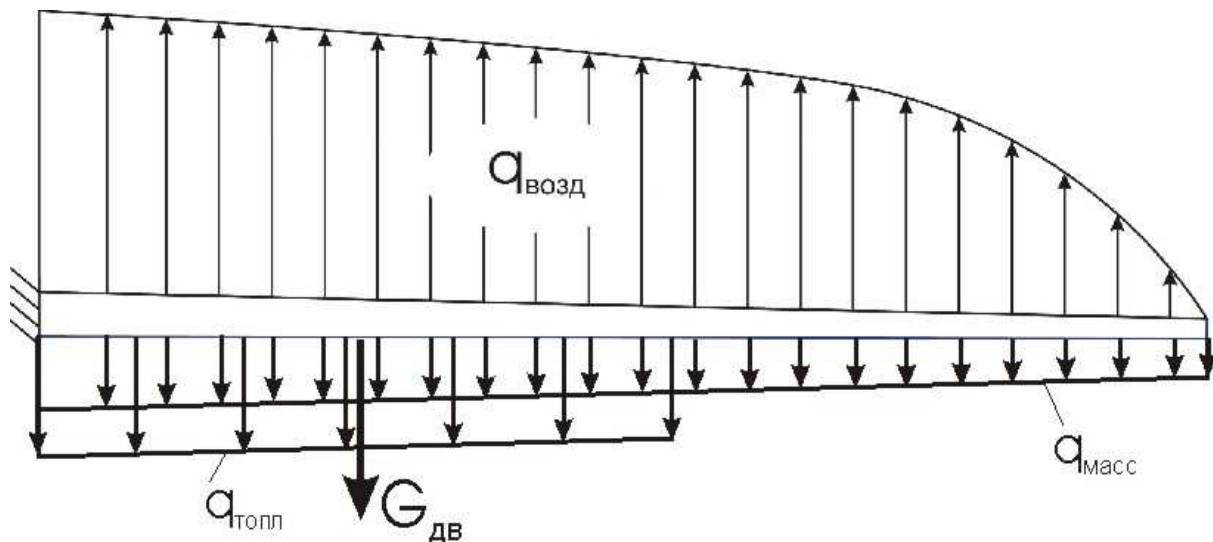


Рис. 7. Расчетная схема консоли крыла

Задаются характеристики деформирования применяемых конструкционных материалов для силовых элементов крыла. На рис. 8 представлены характеристики деформирования сплавов 1163АТВ и 1420.

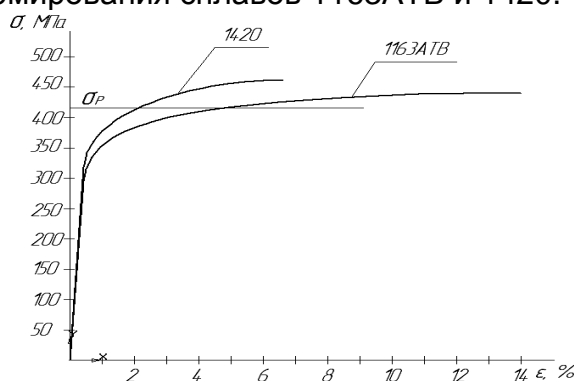


Рис. 8. Характеристики деформирования сплавов 1163АТВ и 1420

Крыло представляет собой полую тонкостенную каркасную конструкцию. Продольный набор состоит из стрингеров и лонжеронов, поперечный – из нервюр. Элементы каркаса соединены между собой.

Воздушная нагрузка, действующая на обшивку в виде разрежения или давления, воспринимается ею как пластиной, опертой на стрингеры и нервюры. С обшивки нагрузка давлением или растяжением соединительных элементов (заклепок) в основном передается на стрингеры, так как расстояния между ними значительно меньше расстояний между нервюрами. Стрингер, нагруженный со стороны обшивки, вместе с присоединенной обшивкой испытывает поперечный изгиб и передает свою нагрузку нервюрам. Последние передают свою нагрузку на стенки лонжеронов и обшивку. При этом обшивка загружается касательными усилиями от крутящего момента, возникающего из-за того, что центр давления не совпадает с центром жесткости. Касательные усилия от крутящих моментов суммируются на каждой нервюре и передаются замкнутым контуром на усиленную бортовую нервюру, а с нее – на опорные узлы крепления крыла к фюзеляжу. Стенки лонжеронов, нагруженные силами от нервюр, испытывают сдвиг, уравниваясь на панелях крыла и опорных узлах на фюзеляже. Панели

крыла, нагруженные касательными усилиями со стороны стенок, работают на растяжение – сжатие [5].

Проводится проектировочный расчет силовых элементов конструкции крыла, в результате чего выбираются геометрические размеры поясов лонжеронов, стрингеров в растянутой и сжатой зоне, а также толщины обшивок верхних и нижних панелей [6]. По результатам проектировочного расчёта формируются площади поперечных сечений силовых элементов крыла в первом приближении (рис. 9).

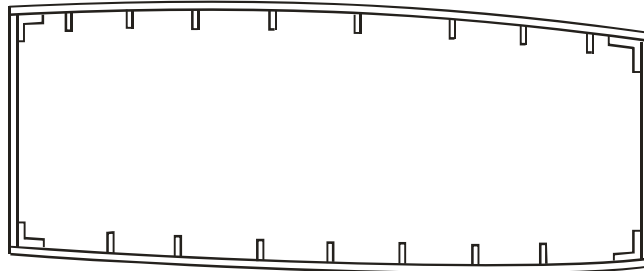


Рис. 9. Схема поперечного сечения кессона крыла

Целью данной статьи является разработка метода определения характеристик общего НДС в силовых элементах отъёмной части крыла регионального транспортного самолета методом конечных элементов при заданном уровне нагрузок.

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

1. Создание математической модели облика самолёта.
2. Создание мастер-геометрии крыла и её увязка с мастер-геометрией самолёта с помощью компьютерных систем CAD/CAM/CAE.
3. Определение нагрузок, действующих на агрегат.
4. Выбор конструктивно-силовой схемы самолёта и крыла.
5. Создание расчётной схемы конструкции крыла, определение эпюр изгибающих и крутящих моментов, а также поперечных и продольных сил.
6. Проектировочный расчёт конструктивно-силовых элементов крыла при разных расчётных случаях.
7. Создание модели распределения пространства крыла в первом приближении.
8. Зонирование крыла на расчётные части.
9. Выбор исследуемой зоны крыла, импортирование её в систему ANSYS.
10. Разработка расчётной схемы части крыла и уточнение нагрузок, действующих на рассматриваемую часть.
11. Задание характеристик деформирования применяемых конструкционных материалов для силовых элементов части крыла.
12. Создание конечно-элементной модели конструкции части крыла с помощью системы CAD/CAE ANSYS.
13. Расчёт характеристик общего НДС элементов части крыла с помощью системы ANSYS.
14. Анализ характеристик полученного общего НДС части крыла и коэффициентов запаса прочности.
15. Уточнение геометрических параметров элементов части крыла и повторное проведение расчёта (если конструкция не прочна).

16. Разработка отчёта о проведенном расчёте характеристик общего НДС части крыла.

Расчет с использованием МКЭ требует принятия некоторых допущений, так как передача всех элементов конструкции без их упрощения потребует значительных затрат машинных ресурсов, а также увеличения времени подготовки модели к расчету. Исходя из таких соображений, крыло целесообразно разбить на части, согласно его КСС и рассчитать их по отдельности. Также следует выполнить элементы переменной толщины (обшивку), сечения поясов лонжеронов и стрингеров неизменными по выделенному участку, нервюры – монолитными, без отверстий облегчения. Следует заметить, что характеристики НДС рассчитываются для кессонной части крыла.

Рассмотрим концевую часть крыла (рис. 10).

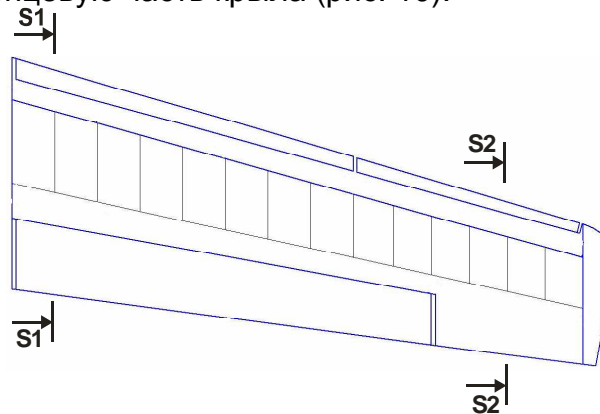


Рис. 10. Теоретический чертёж концевой части крыла

Ввиду недостаточных CAD возможностей программы ANSYS мастер-геометрия и модель распределения пространства создаются с помощью системы UNIGRAPHICS NX (рис. 11).

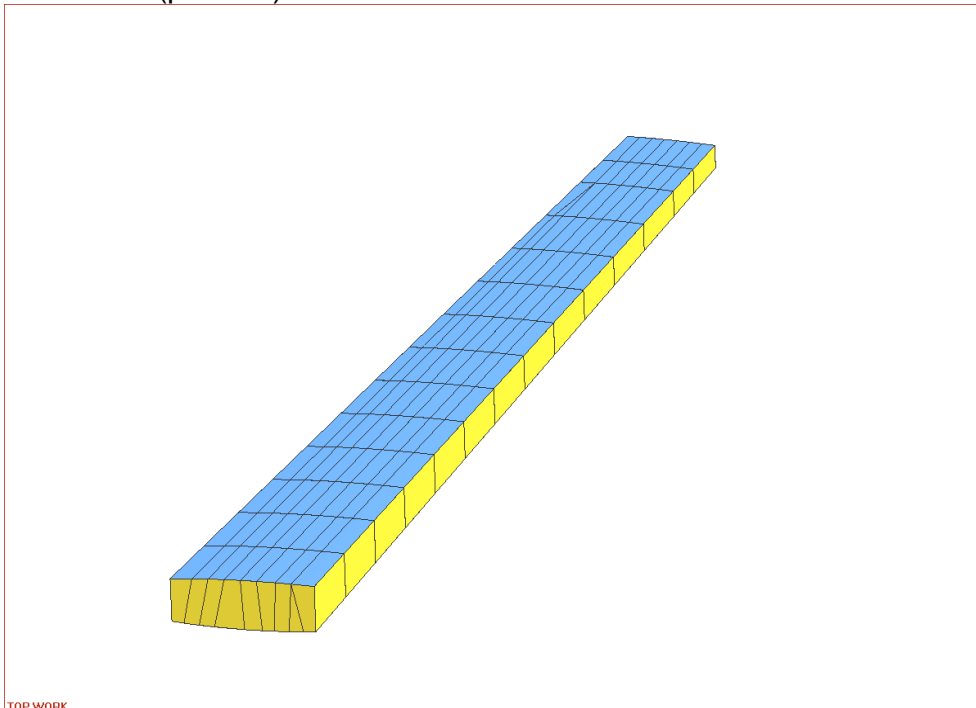


Рис. 11. Упрощённая модель распределения пространства кессона отъёмной части крыла

Следующим этапом расчета является импортрование трехмерной модели из системы UNIGRAPHICS NX в ANSYS и создание её конечно-элементной модели (рис. 12).

Для балочных элементов конструкции (пояса лонжеронов, верхний и нижний стрингерные наборы) используется элемент BEAM189.

Для оболочек (верхняя и нижняя обшивка панелей, носовая и хвостовая части, стенки лонжеронов и нервюры) используется элемент SHELL181 [4].

Следует отметить, что для каждого конструктивного элемента агрегата задается свой набор реальных констант, задающих истинные значения толщин элементов конструкции.

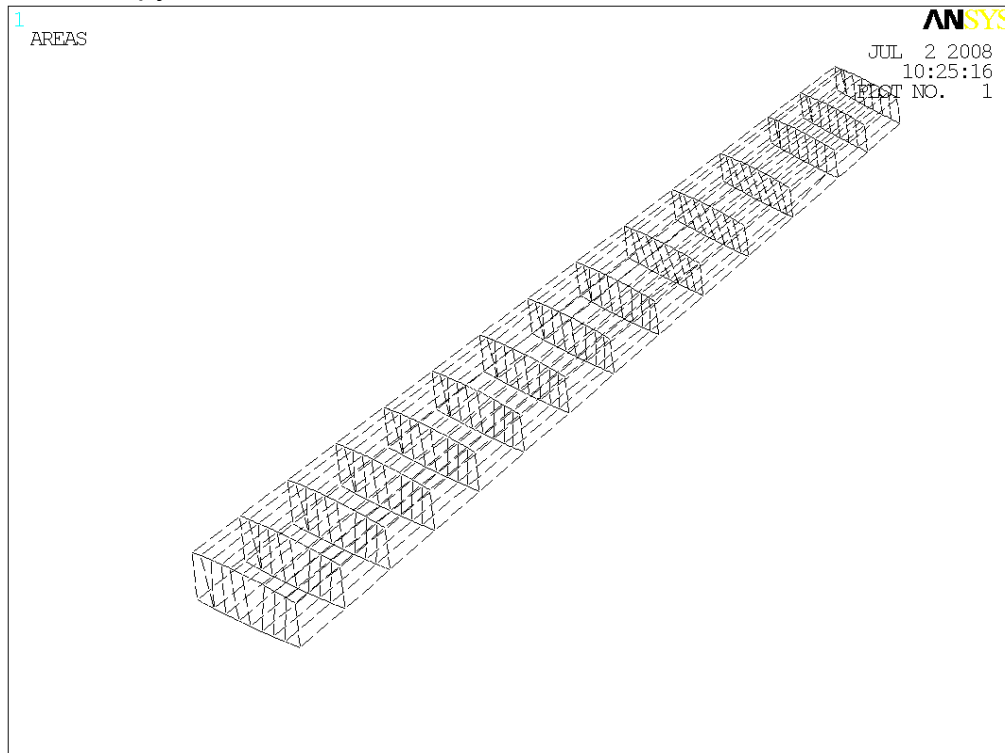


Рис. 12. Упрощённая модель распределения пространства концевой части крыла, импортрованная в систему ANSYS

Наиболее ответственным и сложным этапом выполнения расчета общего НДС крыла в системе ANSYS является генерирование конечно-элементной сетки (так называемое «меширование», от англ. Mesh - сетка).

Балочные элементы «протягиваются» вдоль направляющих линий, для чего соответствующим линиям присваиваются необходимые атрибуты: тип конечного элемента, сечение и его ориентирование. После этого указывается число разбиений линии и проводится само генерирование.

Оболочечным конструкциям, так же как и балочным, присваиваются свои атрибуты – тип конечного элемента и реальные константы.

Особенностью данного этапа является «омоноличивание» сборной по своей сути конструкции. Это достигается совпадением узлов разбиваемых линий и поверхностей при генерировании. Также на соседние узлы накладываются условия совместности деформации.

Фрагменты конечно-элементной модели представлены на рис. 13, 14.

Следующим этапом является наложение связей и приложение нагрузок. Расчетная схема отъёмной части крыла представляет собой консольно

защемленную балку, что определяется в системе ANSYS как выбор всех степеней свободы по образующим линиям конструкции в корневом сечении. На данную часть крыла действуют распределенная приведенная аэродинамическая сила, приложенная на верхней поверхности крыла, а также массовая нагрузка от залитого в баки-кессоны горючего и конструкции крыла. Нагрузка от средств механизации крыла и от органов управления прикладывается в местах их навески.

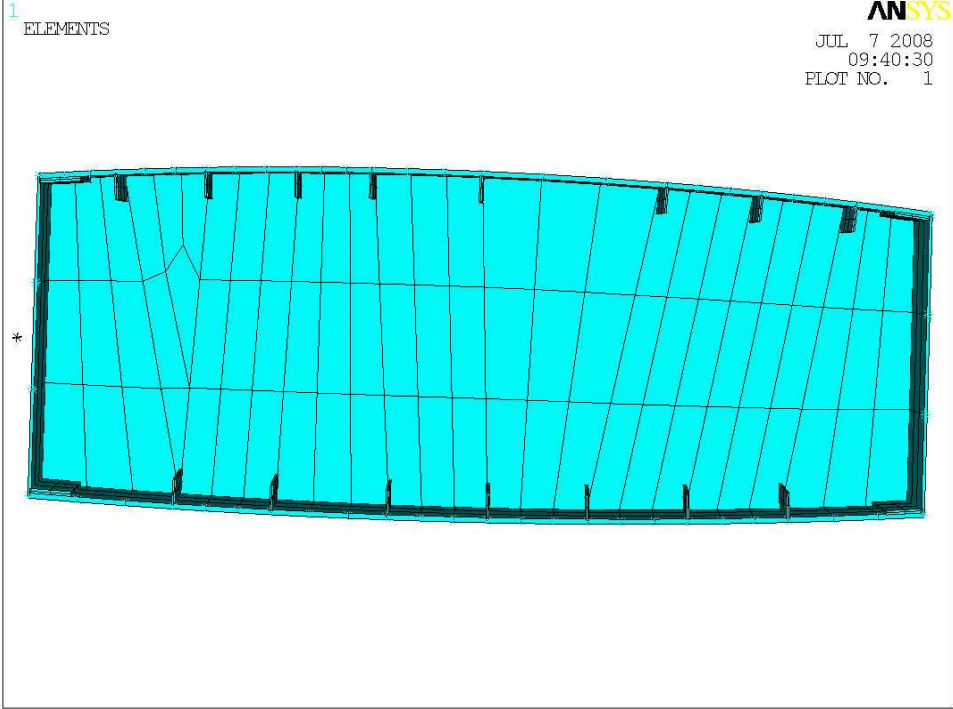


Рис. 13. Конечно-элементная модель поперечного сечения кессона отъёмной части крыла

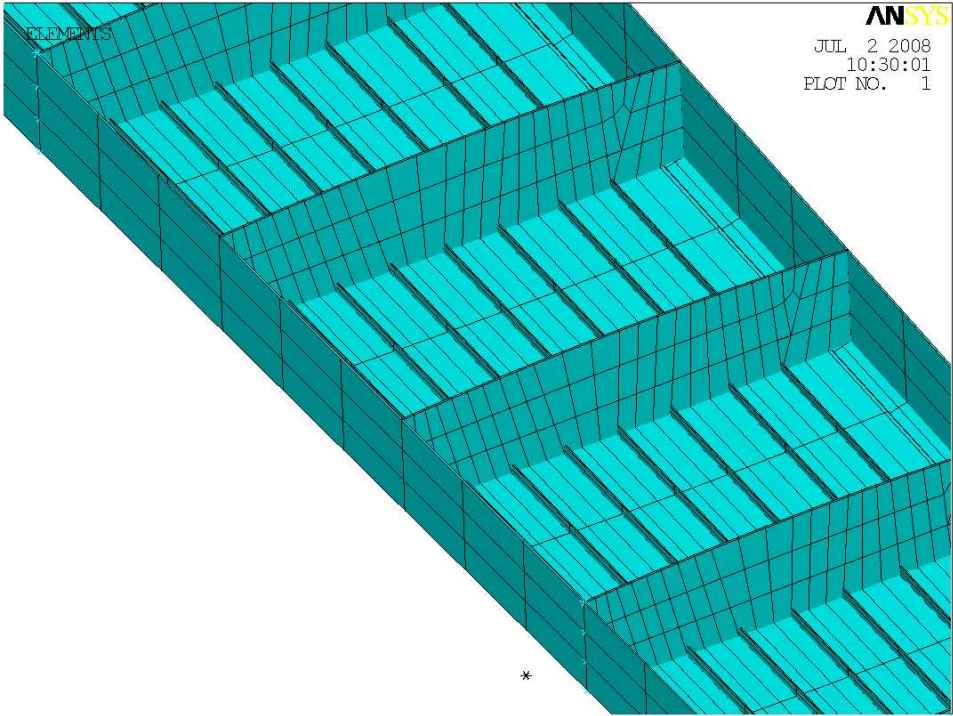


Рис. 14. Фрагмент конечно-элементной модели отъёмной части крыла

Конечно-элементная модель отъёмной части крыла представлена на рис. 15.

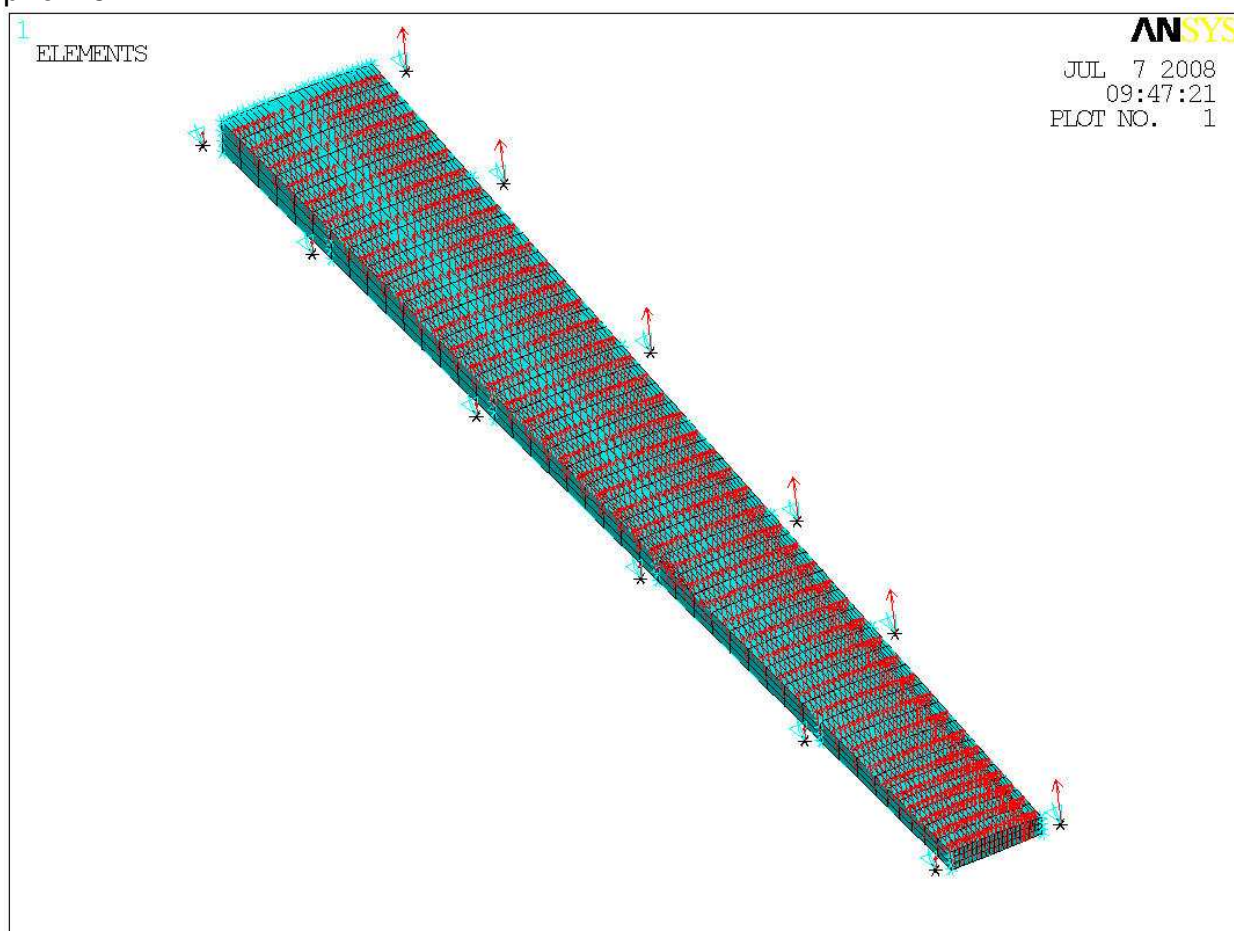


Рис. 15. Конечно-элементная модель отъёмной части крыла

Далее метод предусматривает собственно сам расчет [2], заключающийся в отыскании перемещения узлов всех конечных элементов.

Заключительным этапом расчета является анализ полученного решения. Для этого в системе ANSYS предусмотрен так называемый постпроцессор, позволяющий выводить результаты расчетов в графическом и текстовом режимах.

В графическом режиме возможна визуализация общей деформации модели в истинном масштабе, картины главных и эквивалентных напряжений, напряжений по направлениям (осям системы координат). Графическая информация сопровождается цветовой шкалой, отображающей соответствие цветов действующим напряжениям или перемещениям.

В текстовом режиме возможен вывод списка конечных элементов с их перемещениями и усилиями, что дает возможность получения информации о перемещениях и действующих усилиях практически в любой точке конструкции.

Данный метод имеет такие большие достоинства, как наглядность полученных результатов, возможность детального анализа всей конструкции, а соответственно, - принятия решения об усилении или ослаблении конкретных конструктивных элементов.

Результаты выполненных расчётов представлены на рис. 16 – 23.

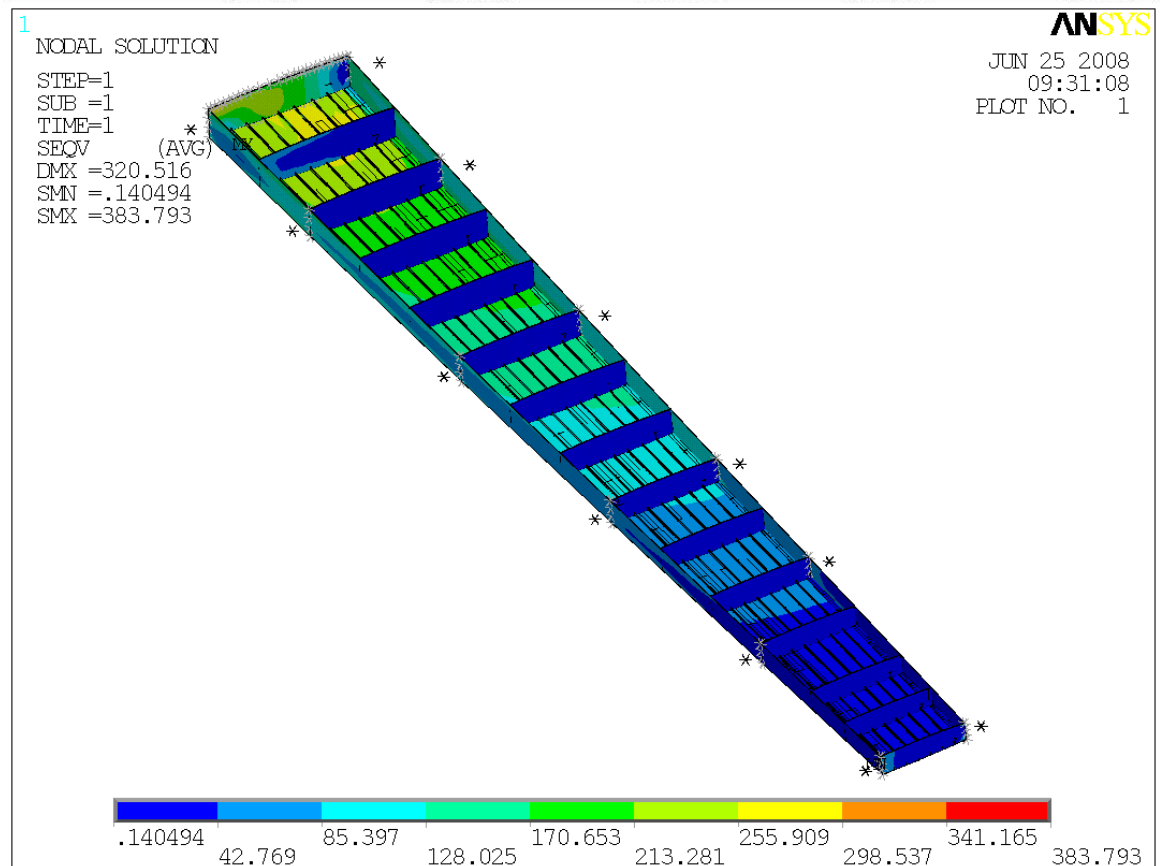
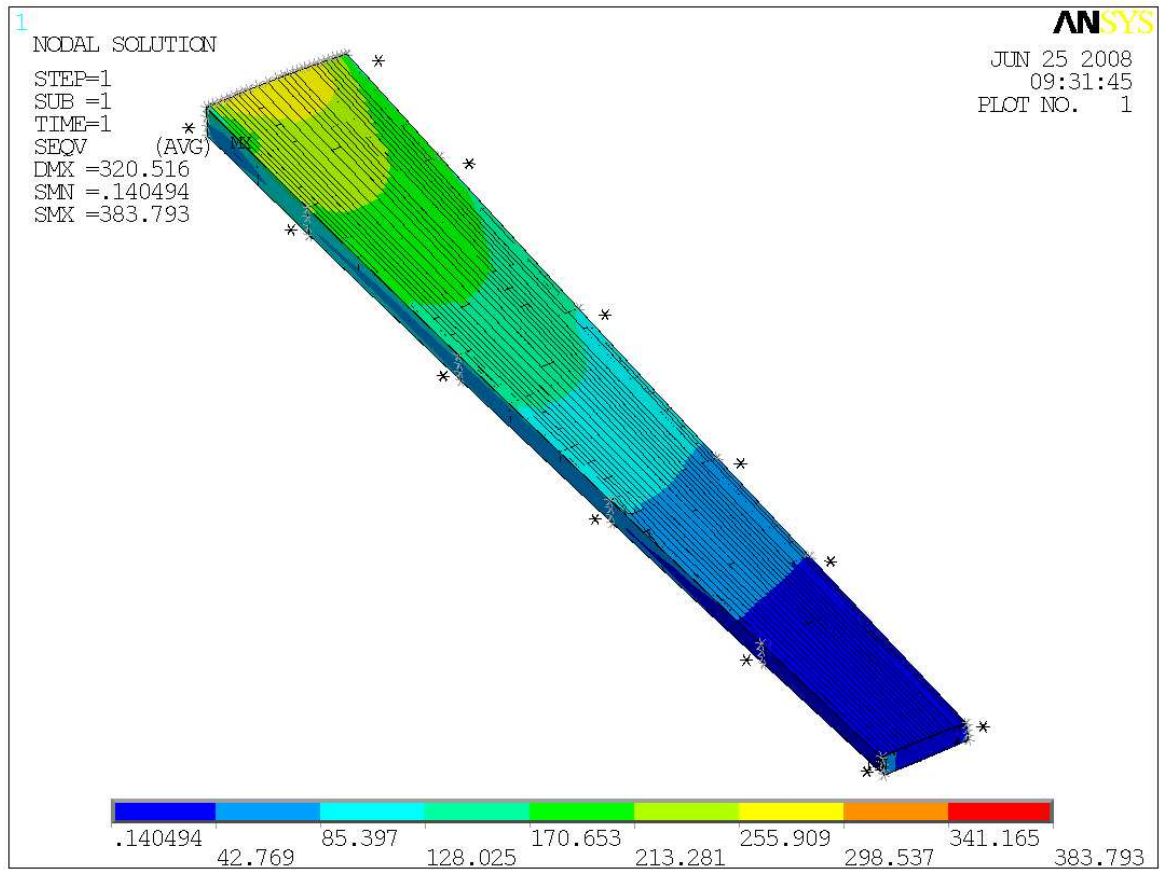


Рис. 16. Характер распределения эквивалентных напряжений в конструкции кессона отъёмной части крыла

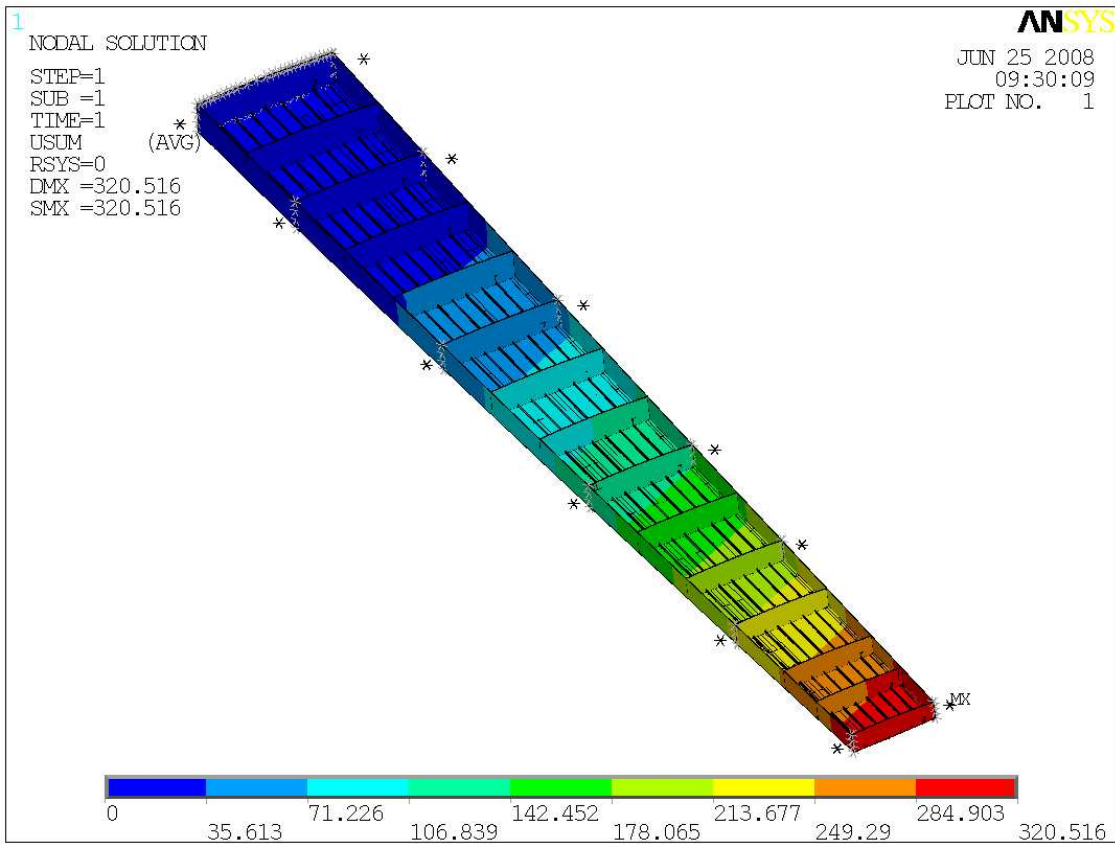
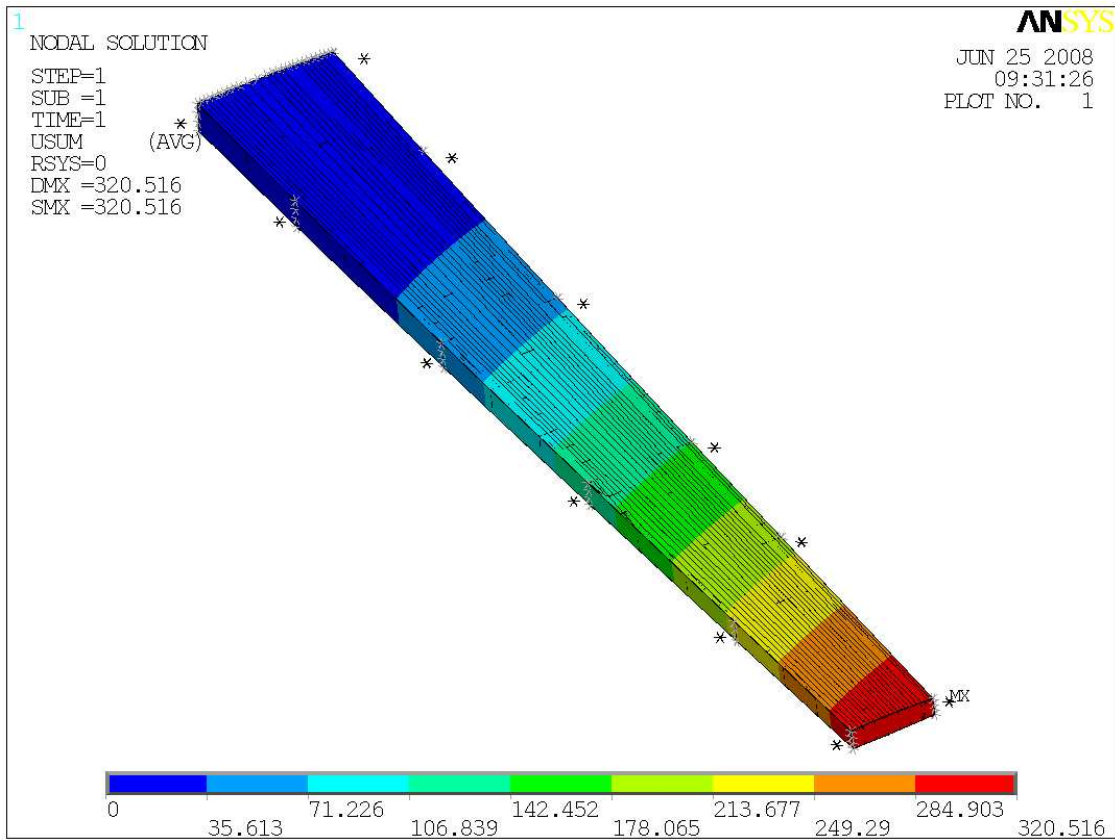


Рис. 17. Характер распределения суммарных перемещений в конструкции кессона отъёмной части крыла

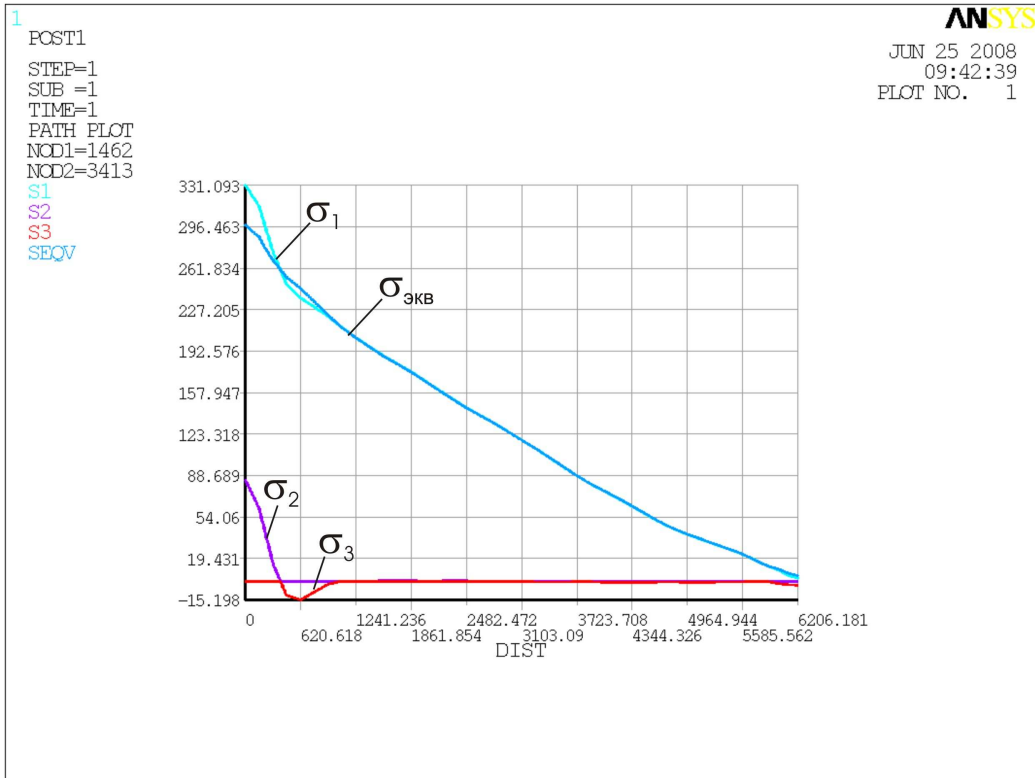


Рис. 18. Характер распределения напряжений σ_1 , σ_2 , σ_3 , $\sigma_{\text{экв}}$ вдоль среднего стрингера на нижней панели отъёмной части крыла

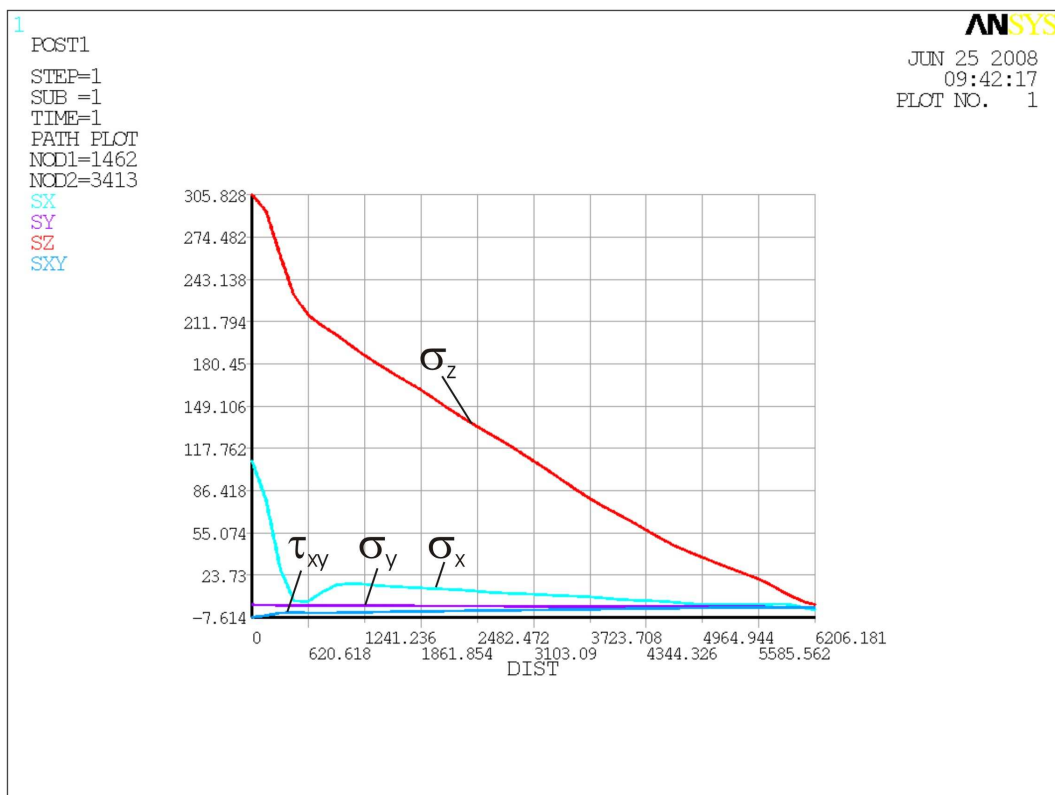
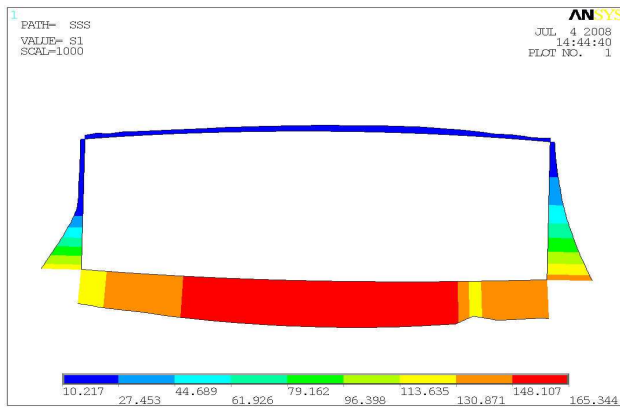
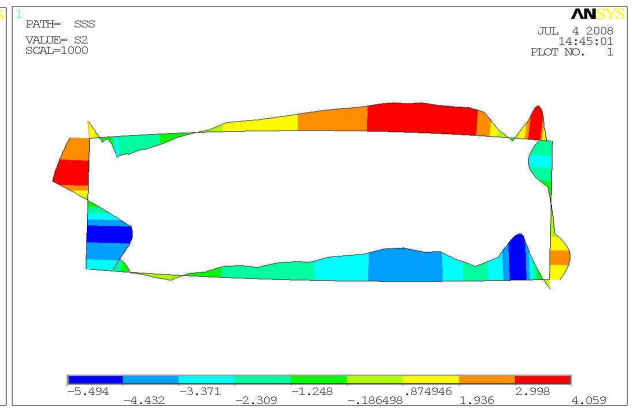


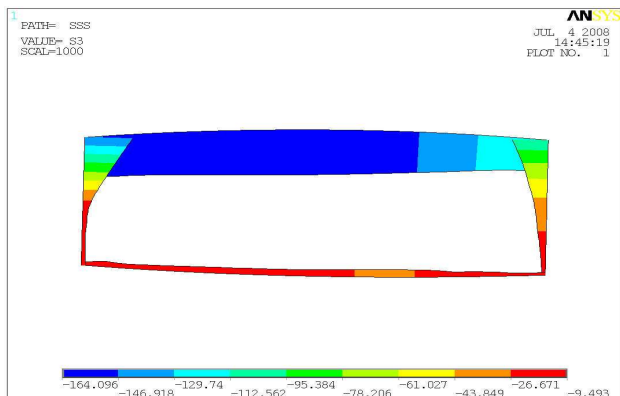
Рис. 19. Характер распределения напряжений σ_x , σ_y , σ_z , τ_{xy} вдоль среднего стрингера на нижней панели отъёмной части крыла



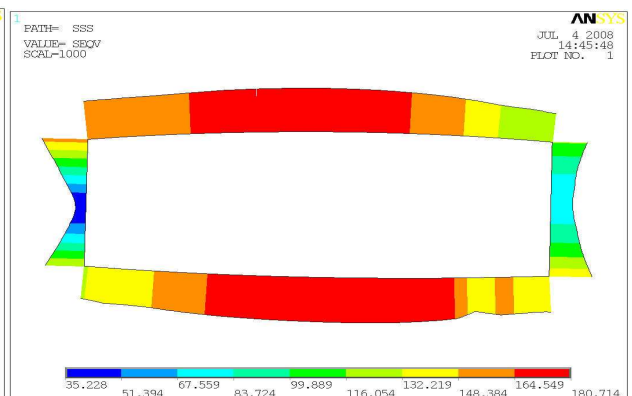
а



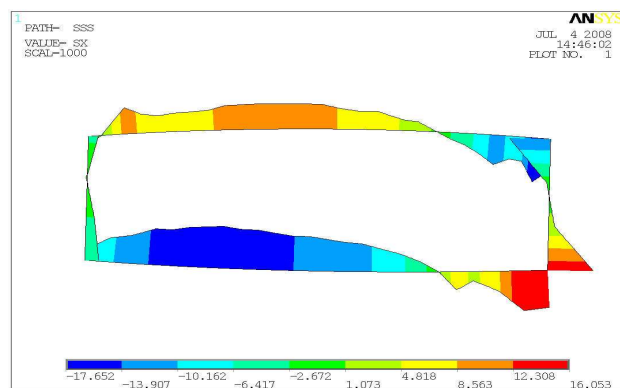
б



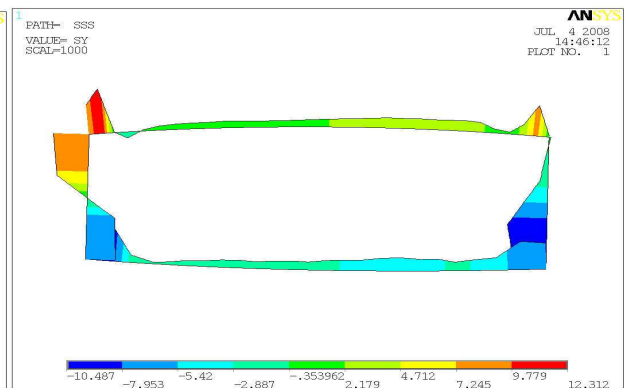
в



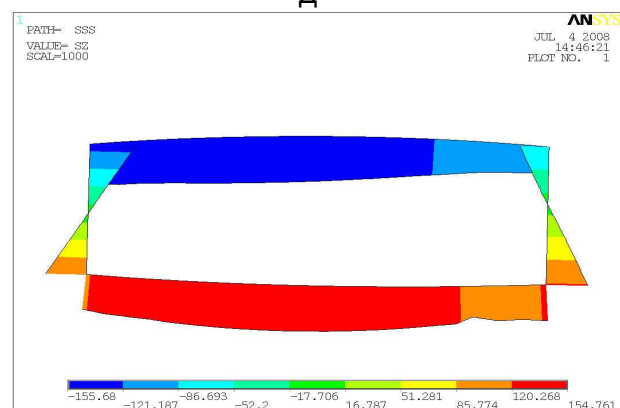
г



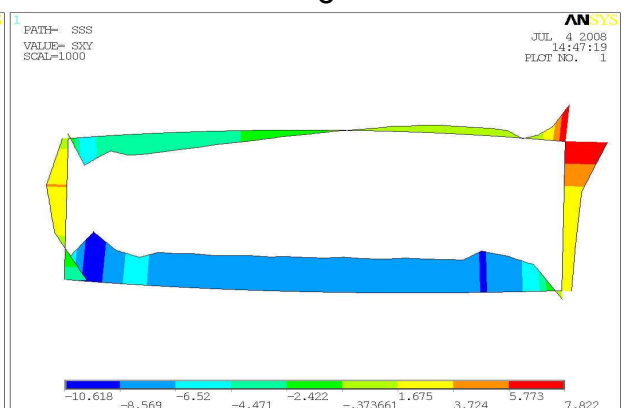
д



е

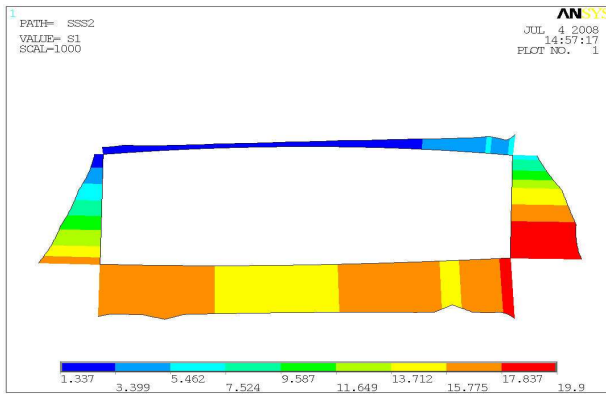


ж

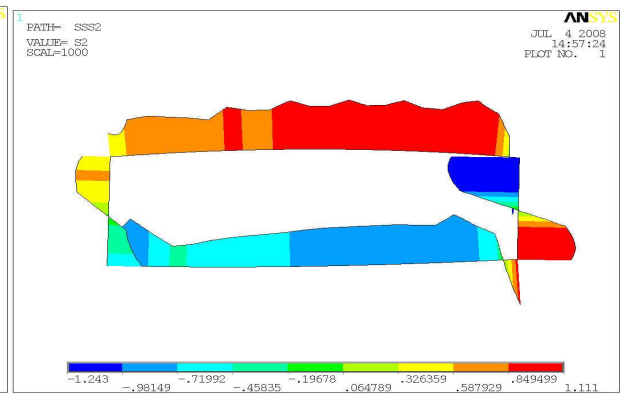


з

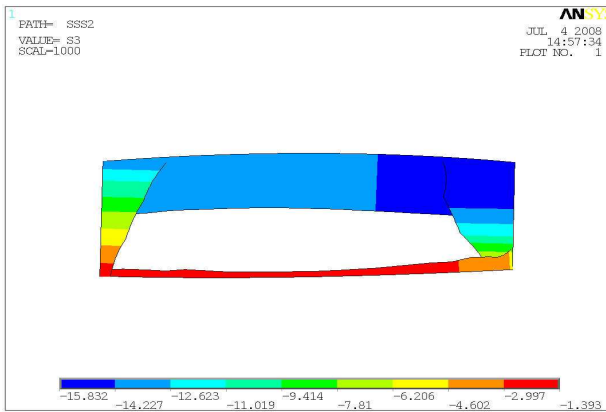
Рис. 20. Характер распределения напряжений по сечению S1 (см. рис. 8): а – σ_1 ; б – σ_2 ; в – σ_3 ; г – $\sigma_{\text{экв}}$; д – σ_x ; е – σ_y ; ж – σ_z ; з – τ_{xy}



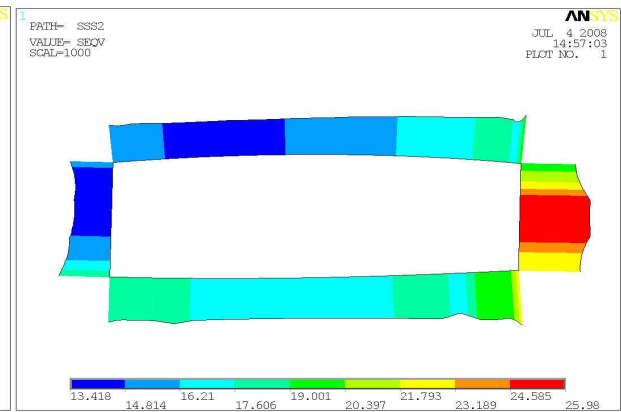
а



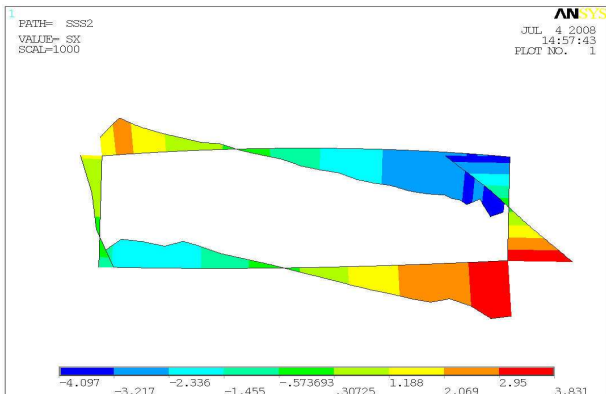
б



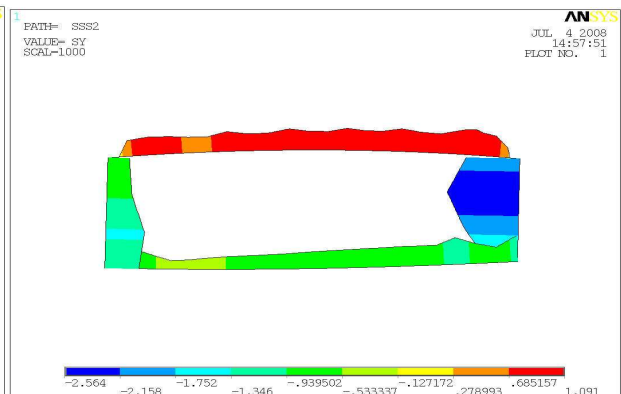
в



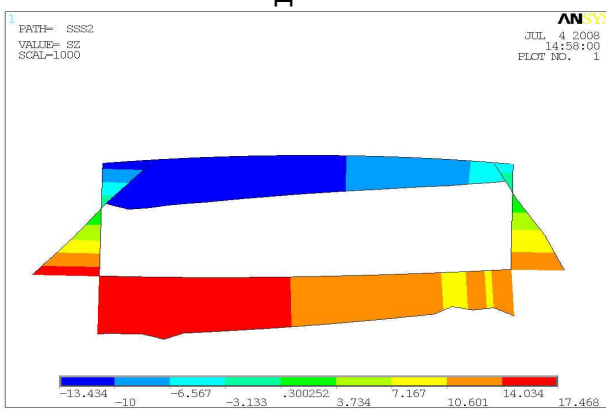
г



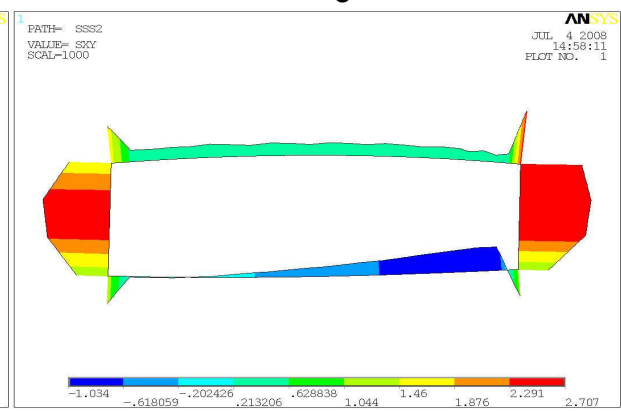
д



е



ж



з

Рис. 21. Характер распределения напряжений по сечению S2 (см. рис.8): а – σ_1 ; б – σ_2 ; в – σ_3 ; г – $\sigma_{\text{экв}}$; д – σ_x ; е – σ_y ; ж – σ_z ; з – τ_{xy}

