

Метод определения характеристик общего НДС отсека фюзеляжа самолета транспортной категории от внутреннего избыточного давления с помощью компьютерной интегрированной системы Patran/Nastran

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

Разработан метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния (НДС) элементов отсека фюзеляжа самолета транспортной категории с помощью компьютерных интегрированных систем Patran/Nastran.

Ключевые слова: конструктивно-силовая схема, напряженно-деформированное состояние, шпангоут, стрингер, сетка конечных элементов, модель распределения пространства.

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. Данную научно-техническую проблему решают путем исследования НДС элементов конструкции аналитическими, численными и экспериментальными методами [1].

Patran является интегрирующей средой и графической оболочкой для MSC Nastran. Patran обеспечивает импорт геометрических моделей из CAD-систем, создание расчетных моделей, запуска их на расчет, графическое отображение и обработку полученных результатов [2].

Ниже показано, как с помощью этой компьютерной системы определяют характеристики общего НДС элементов отсека фюзеляжа самолета транспортной категории.

В соответствии с исходными данными для проектируемого самолета выбирают схему самолёта, определяют минимальную взлётную массу самолёта, оптимизируют основные параметры самолёта, разрабатывают общий вид, компоновку и мастер-геометрию самолета (рис.1), выбирают конструктивно-силовую схему (КСС) фюзеляжа и создают модель распределения пространства. На рис. 2 показана КСС фюзеляжа самолета транспортной категории.

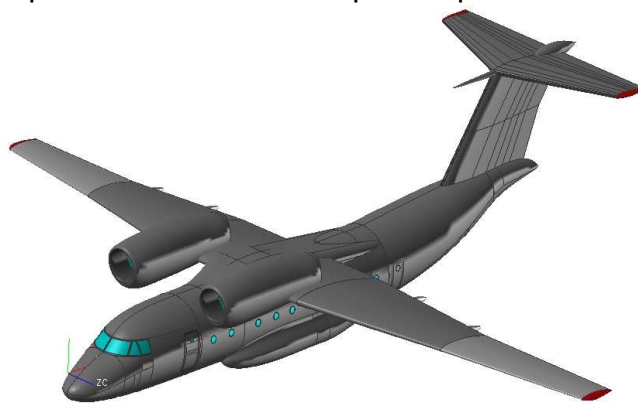


Рис. 1. Мастер-геометрия самолета транспортной категории

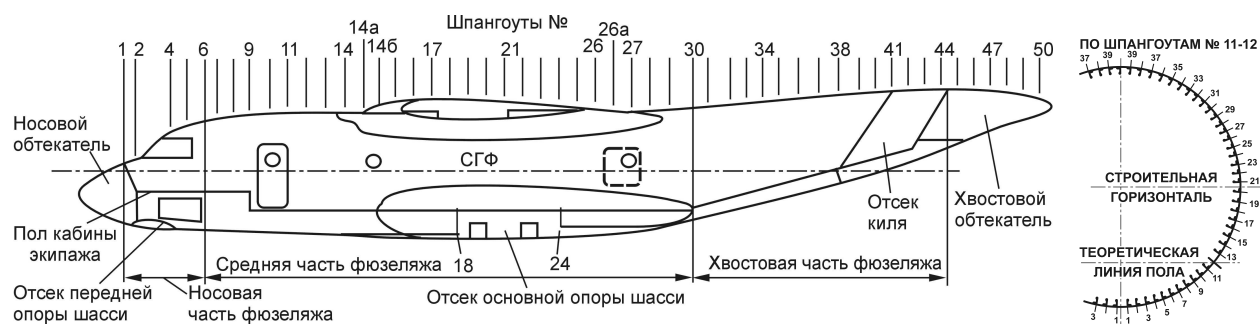


Рис. 2. Конструктивно-силовая схема фюзеляжа самолета [3]

Фюзеляж самолета, как правило, представляет собой тонкостенную каркасную оболочку цилиндрической формы в средней части и конической формы с двойной кривизной в носовой и хвостовой частях. Каркасная оболочка, выполненная из алюминиевых сплавов, включает в себя работающую обшивку, продольный силовой набор в виде стрингеров и балок, поперечный силовой набор в виде шпангоутов и перегородок, силовой пол [3]. На конструкцию фюзеляжа действуют усилия от крыла, шасси, оперения, а также внутреннее избыточное давление.

Целью данной работы является разработка метода определения характеристик общего НДС отсека фюзеляжа самолета транспортной категории методом конечных элементов при заданном уровне внутреннего давления в фюзеляже.

Разработанный метод определения характеристик общего НДС отсека фюзеляжа самолета транспортной категории с помощью интегрированной компьютерной системы Patran/Nastran включает в себя:

1. Создание мастер-геометрии самолета.
2. Определение нагрузок, действующих на фюзеляж.
3. Выбор конструктивно-силовой схемы, создание модели распределения пространства фюзеляжа самолета.
4. Выделение из всего фюзеляжа отсека, предназначенного для определения характеристик общего НДС.
5. Создание расчетной схемы отсека фюзеляжа и приложение всех действующих нагрузок.
6. Создание конечно-элементной (КЭ) модели отсека фюзеляжа.
7. Задание механических характеристик материалов для силовых элементов конструкции отсека фюзеляжа.
8. Расчёт характеристик общего НДС элементов конструкции отсека фюзеляжа.
9. Анализ характеристик полученного общего НДС отсека фюзеляжа и определение коэффициентов запаса прочности.

На рис. 3 показан теоретический чертёж отсека фюзеляжа (с 11-го по 17-й шпангоуты) самолета, НДС элементов которого будет определяться.

Данный отсек состоит из семи шпангоутов, расположенных с шагом 500 мм, 60-и стрингеров – с шагом 175 мм, силового пола и обшивки. Силовой пол, в свою очередь, включает в себя семь поперечных балок, расположенных в плоскостях шпангоутов, семь продольных балок, расположенных с шагом 390 мм, и по две подпорки каждой поперечной балки. В нулевом приближении конструкция создана без иллюминаторов. Кроме того сделано допущение о том, что конструкция монолитная (не имеет заклепочных либо болтовых соединений).

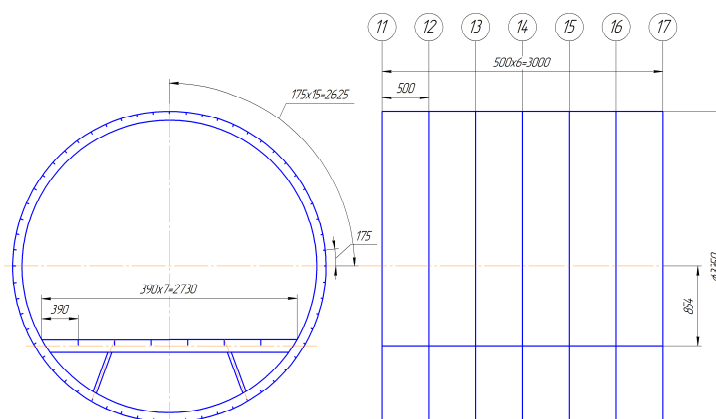


Рис. 3. КСС отсека фюзеляжа самолета

Одной из важнейших задач при конечно-элементном моделировании является создание качественной КЭ модели. В Patran можно создавать КЭ сетку как на уже существующей геометрической модели, так и посредством прямых операций над конечными элементами.

Для того, чтобы в дальнейшем можно было вносить изменения в конструкцию, создание КЭ модели лучше проводить посредством прямых операций над конечными элементами. Такие элементы конструкции отсека фюзеляжа, как обшивка, стенки шпангоутов и стенки поперечных балок силового пола, были созданы 2D элементами Quad4. А детали, имеющие форму балки, такие, как стрингеры, полки шпангоутов, продольные балки силового пола, полки поперечных балок силового пола и подпорки пола, были созданы 1D элементами Bar2. В дальнейшем это позволит, задавая различные толщины Quad элементов и назначая различные профили Bar элементам, добиться минимума массы конструкции при заданном значении прочности. Полученная КЭ модель отсека фюзеляжа самолета изображена на рис. 4.

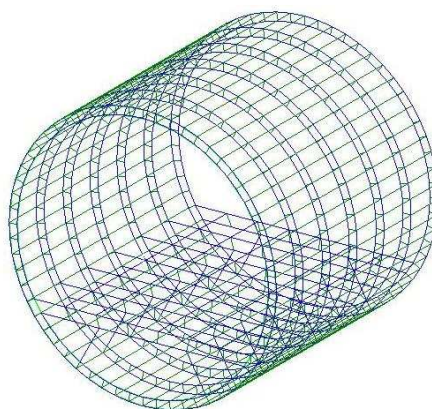


Рис. 4. Конечно-элементная модель отсека фюзеляжа

Следующим этапом является создание расчетной схемы отсека фюзеляжа и приложение всех действующих нагрузок.

На рис. 5 изображены необходимые ограничения на перемещения, причем на рис. 5, а показаны ограничения на перемещения вдоль оси X, на рис. 5, б – вдоль оси Y, а на рис. 5, в – вдоль оси Z (здесь ось X направлена вправо, ось Y – вверх, а ось Z – на наблюдателя).

Для апробации данного метода можно посчитать данный отсек только на избыточное давление, однако в дальнейших расчетах нужно учитывать и нагрузки,

действующие от различных агрегатов. Для самолетов местных воздушных линий с ТРДД номинальное избыточное давление в кабине равно $0,5 \text{ кг/см}^2$, как показано в программе изменения давления и высоты в кабине (рис. 6).

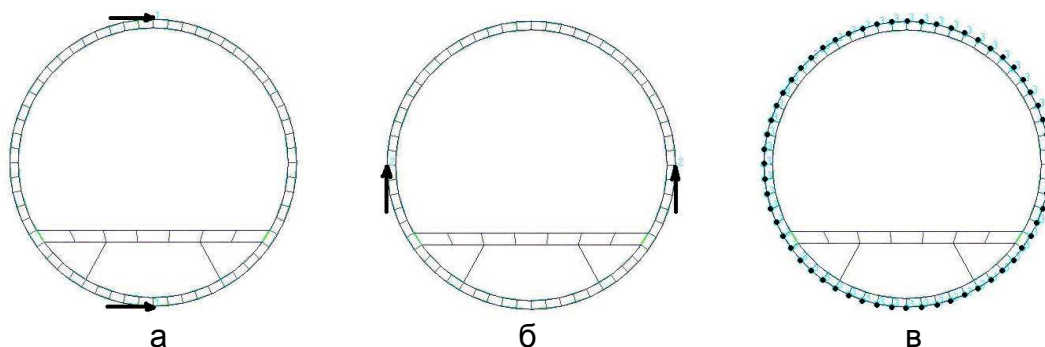


Рис. 5. Необходимые ограничения на перемещения



Рис. 6. Программа изменения давления и высоты в кабине самолета [3]

Нужно также сделать поправку на коэффициент безопасности (1,5) и на коэффициент несрабатывания системы автоматического регулирования давления в кабине (1,3). Таким образом, получаем избыточное давление в кабине $Pressure=0.102 \text{ Н/мм}^2$. Это давление действует на обшивку изнутри наружу. Однако не стоит забывать еще и о том, что это же давление растягивает обшивку вдоль оси Z ($Total \text{ load}=Pressure \times F=0.102 \times 8809662.5=898585.575 \text{ Н}$). Здесь F – площадь поперечного сечения фюзеляжа.

На рис. 7 показан отсек фюзеляжа с нагрузками, действующими на него, причем на рис. 7, а – Pressure, а на рис. 7, б – Total load.

Следующим этапом является задание механических характеристик материалов для силовых элементов конструкции отсека фюзеляжа. Данная конструкция является цельнометаллической. Для материала Д16Т задаем коэффициент Пуассона 0,33 и модуль упругости 72000 Н/мм^2 .

После этого нужно вернуться к созданию геометрии, т.е. к определению свойств Quad и Bar элементов. Для первых это материал и толщина, а для вторых – это материал, характеристики профиля и правильная его ориентация.

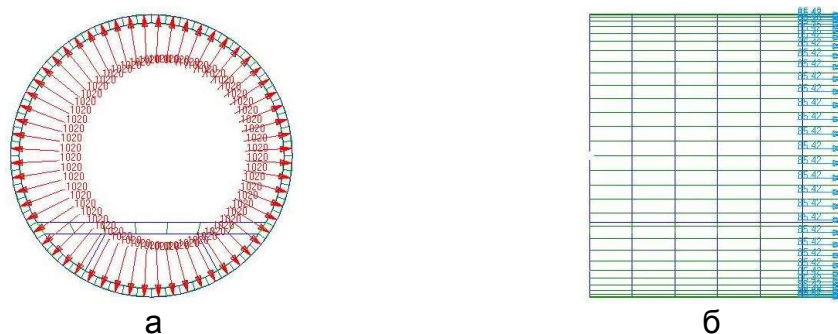


Рис. 7. Нагрузки, действующие на отсек фюзеляжа

На рис. 8 показана модель распределения пространства данного отсека фюзеляжа самолета.

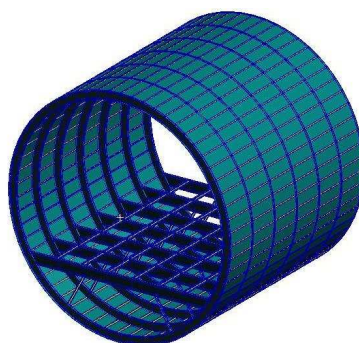


Рис. 8. Модель распределения пространства

Для обшивки была задана толщина $\delta=1$ мм, для стенок шпангоутов и поперечных балок пола – $\delta=2$ мм. Высота стенок шпангоутов принята 100 мм, а поперечных балок силового пола – 120 мм.

На рис. 9 показаны геометрические характеристики профилей, используемых при моделировании отсека фюзеляжа самолета.

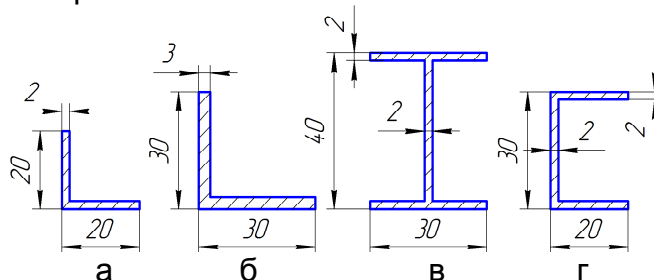


Рис. 9. Геометрические характеристики профилей

Для стрингеров выбран профиль – уголок с характеристиками, показанными на рис. 9, а. Для верхних и нижних полок шпангоутов и верхних и нижних полок поперечных балок силового пола выбран также профиль уголок, но с другими характеристиками, показанными на рис. 9, б. Для продольных балок силового пола выбран двутавр, изображенный на рис. 9, в. А для подпорок силового пола был выбран швеллер (рис. 9, г).

Полученную модель распределения пространства рассчитывают в системе Nastran. Nastran создает файл с посчитанной моделью в текущей директории, который нужно добавить в Patran, для визуализации полученных результатов (напряжения, деформации и др.).

На рис. 10 показана интерференционная картина распределения напряжений, действующих в данном отсеке фюзеляжа самолета. По данной картине можно

определить как максимальные напряжения, так и напряжения в любой точке любого элемента отсека фюзеляжа. Для оценки погрешности результатов выполним аналитический расчет напряжений y_1 и y_2 и сравним с полученными напряжениями при расчете с помощью компьютера. При машинном расчете $y_1 = 91,3$ МПа, а $y_2 = 40,6$ МПа. Аналитический расчет дает те же результаты:

$$y_1 = \frac{D * L * ДР}{2 * d_{пр1} * L} = \frac{D * ДР}{2 * d_{пр1}} = \frac{3350 * 0.102}{2 * 1.87} = 91,4 \text{ МПа,}$$

$$y_2 = \frac{F * ДР}{\rho D * d_{пр2}} = \frac{\frac{\rho D^2}{4} * ДР}{\rho D * d_{пр2}} = \frac{D * ДР}{4 * d_{пр2}} = \frac{3350 * 0.102}{4 * 2.084} = 40.99 \text{ МПа,}$$

где $D=3350$ мм – диаметр фюзеляжа,

$L=3000$ мм – длина отсека,

$ДР=0,102$ Н/мм² – величина внутреннего избыточного давления,

$d_{пр1}=1,87$ мм – приведенная толщина обшивки (обшивка + стрингер),

$d_{пр2}= 2,084$ мм – приведенная толщина обшивки (обшивка + шпангоут),

F – площадь поперечного сечения фюзеляжа.

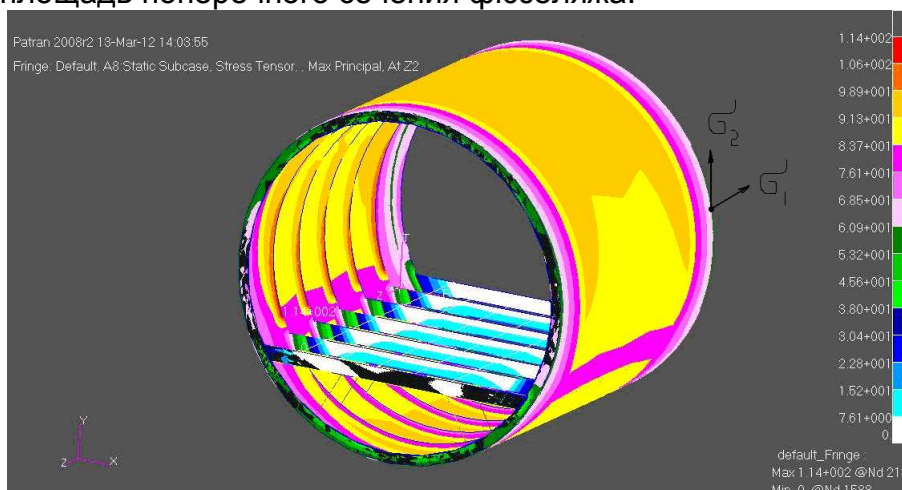


Рис. 10. Интерференционная картина распределения напряжений

На рис. 11 показан деформированный отсек. Максимальное перемещение равно 6,37 мм. Для наглядности перемещения были увеличены в несколько раз.

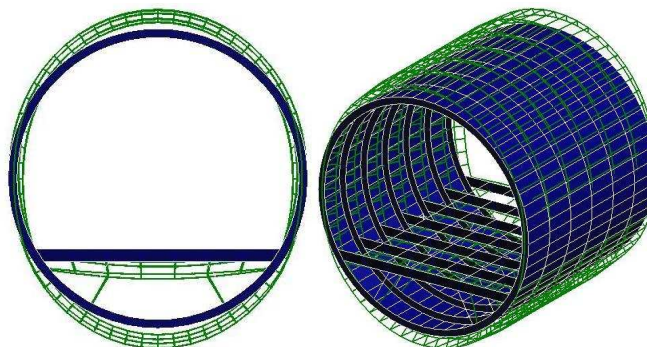


Рис. 11. Деформированный отсек фюзеляжа

Выводы

Таким образом, был разработан метод определения характеристик НДС фюзеляжа самолета транспортной категории, апробированный на примере расчета небольшого отсека фюзеляжа, нагруженного внутренним давлением, с помощью компьютерных интегрированных систем Patran/Nastran. В дальнейшем данный метод можно модифицировать в более полный со всеми видами нагрузок (от крыла, от шасси и др.).

Список литературы

1. Василевский, Е.Т. Современные методы исследования напряжённо-деформируемого состояния планера самолёта / Е.Т. Василевский, О.В. Шутовский // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 27. – Х., 2005. – С.42 – 50.
2. <http://www.mscsoftware.ru>
3. Стандартная спецификация на тип самолета (вертолета) [Текст]: учебник / А.Г. Гребеников, П.А. Клюев, В.Н. Король и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2004. – 336 с.

Рецензент: кан-т техн. наук, доцент А.М. Гуменный, Национальный аэрокосмический ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков

Поступила в редакцию 17.05.12

Метод визначення характеристик загального НДС відсіку фюзеляжу літака транспортної категорії від внутрішнього надлишкового тиску за допомогою комп'ютерної інтегрованої системи Patran / Nastran

Розроблено метод визначення характеристик загального напружено-деформованого стану (НДС) елементів відсіку фюзеляжу літака транспортної категорії за допомогою комп'ютерних інтегрованих систем Patran/Nastran.

Ключові слова: конструктивно-силова схема, напружено-деформований стан, шпангоут, стрингер, сітка кінцевих елементів, модель розподілу простору.

The method of determining the characteristics of the total mode of deformation compartment fuselage of transport category aircraft from the internal pressure with the help of a computer integrated system Patran / Nastran

Developed a method for determining the characteristics of general mode of deformation elements cover the fuselage of transport category aircraft with the help of computer integrated system Patran/Nastran.

Keywords: design-power scheme, the mode of deformation, frames, stringers, finite element mesh, model of the distribution space.