

## Метод интегрированного конструирования и моделирования деталей авиационной техники с помощью системы Siemens NX

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

Разработан метод интегрированного конструирования и моделирования деталей авиационной техники при условии обеспечения условия минимума массы, статической прочности и жесткости, который позволяет получить рациональные геометрические характеристики регулярных зон детали в зависимости от действующих силовых факторов.

**Ключевые слова:** модель деформированного твёрдого тела переменной плотности, топологическая оптимизация, трехмерная параметрическая модель, рациональное распределение материала, модель распределения пространства.

В отечественных авиационных конструкторских бюро применяют несколько методов конструирования деталей авиационной техники:

1. Метод конструирования на основе физических и математических моделей при проектировочном и поверочном расчётах. Математические модели служат для определения внутренних силовых факторов, расчёта геометрических характеристик детали и для проверки условий прочности и жесткости. Конструктивно-силовую схему детали назначают с учётом принципов конструирования (принцип кратчайшего пути передачи нагрузки, принцип размещения силового элемента в плоскости действия силового фактора и т.д.), а также опираясь на опыт предшественников и свой собственный [4, 5].
2. Метод конструирования, который основан на применении метода конечных элементов при проектировочном и поверочном расчетах. Конструктивно-силовую схему детали назначают так же, как и в предыдущем методе [4, 5].
3. Метод конструирования на основе модели деформируемого твёрдого тела переменной плотности (МДТТПП), предложенный А.В. Болдыревым [6]. Для целей структурной оптимизации авиационных конструкций по условиям прочности В.Л. Комаровым введён в рассмотрение изотропный материал с переменной плотностью  $\rho$ , модуль упругости и прочностные характеристики которого пропорциональны плотности [6]:

$$E = \rho \cdot \bar{E}; \quad (1)$$

$$\bar{\sigma} = \rho \cdot \bar{\sigma}, \quad (2)$$

где  $\bar{E}$  – модуль упругости первого рода гипотетического материала при единичной плотности;

$\bar{\sigma}$  – допускаемое напряжение материала гипотетического материала;

$\sigma$  – допускаемое напряжение материала при единичной плотности.

Связь между результатами расчётов конструкции по МКЭ и её потребной массой удобно учитывать с помощью специфического критерия – силового фактора  $G$ , который отражает одновременно величину и протяжённость действия внутренних усилий в конструкции [6]:

$$G = \int_V \sigma dV, \quad (3)$$

где  $V$  – объём конструкции;

$\sigma$  – эквивалентное напряжение по принятой теории прочности.

На величину  $G$  наибольшее влияние оказывает выбор путей передачи внешних сил к опорам, т. е. силовая схема конструкции. Достижение минимального значения силового фактора (3) свидетельствует об отыскании конструкции минимальной массы для заданной нагрузки [6].

Вышеперечисленные методы имеют один существенный недостаток – они не позволяют получить оптимальные геометрические параметры за короткие сроки, т.к. для их получения необходимо рассчитать большое количество вариантов.

В настоящее время развитие вычислительной мощности компьютерной техники позволяет разрабатывать новые методы конструирования с высокой долей применения высокоточного математического моделирования. Эти методы позволяют получать более точные проектные решения по сравнению с традиционными методами конструирования, основанными на статистическом анализе и применении упрощённых математических моделей, например балочной аналогии.

Известно, что ошибка, допущенная на ранних этапах проектирования, ведёт к увеличению затрат при её устранении на всех этапах жизненного цикла изделия [1]. Данное явление получило название: правило десятикратного увеличения.

Поэтому задача определения оптимальных геометрических параметров за короткое время на ранних этапах проектирования является одной из важных задач проектирования изделий авиационной техники.

Целью данного исследования является разработка нового метода конструирования, который базируется на применении модели деформируемого твёрдого тела переменной плотности (МДТТПП), оптимизации геометрических параметров, которая направлена на минимизацию массы детали при комплексном учёте требований прочности, жесткости и технологии изготовления.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

- исследовать адекватность модели деформируемого твёрдого тела переменной плотности;
- разработать метод интегрированного конструирования деталей авиационных конструкций с помощью МДТТПП;
- апробировать разработанный метод при решении прикладных задач.

Объектом исследования является конструирование деталей авиационной техники, предметом исследования – метод конструирования деталей авиационных конструкций с помощью МДТТПП.

Методы исследования: механики деформируемого твёрдого тела, конечных элементов (МКЭ), оптимизации, компьютерного моделирования.

Рассмотрим задачу оптимизации с применением модели деформируемого твёрдого тела переменной плотности, которая решается с помощью системы Siemens NX и называется топологической оптимизацией.

Целевая функция оптимизации – это минимум энергетического критерия деформирования [2]

$$\bar{U} = \int_V \sigma dV, \quad (4)$$

где  $V$  – объём области оптимизации детали.

Достижение минимума энергетического критерия деформирования свидетельствует о нахождении конструктивно-силовой схемы детали минимальной массы при заданных нагрузках, т. к. они связаны соотношением

$$m_{теор} = \rho \cdot \frac{\bar{U}}{\sigma}, \quad (5)$$

где  $m_{теор}$  – теоретическая масса детали.

В результате решения задачи оптимизации получают рациональное распределение материала в зависимости от действующих силовых факторов.

Варьируемые параметры: относительные плотности гипотетического материала элементов конечно-элементной модели (КЭМ). Пересчет модуля упругости первого рода гипотетического материала элемента КЭМ происходит по формуле [2]

$$E_i = E_0 \cdot \left( \frac{\rho_i}{\rho_0} \right)^k = E_0 \cdot (\bar{\rho}_i)^k, \quad (6)$$

где  $E_i$  – модуль упругости первого рода гипотетического материала элемента КЭМ на  $i$ -й итерации процесса оптимизации;

$E_0$  – модуль упругости первого рода гипотетического материала элемента КЭМ до начала процесса оптимизации;

$\rho_i$  – плотность гипотетического материала элемента КЭМ на  $i$ -й итерации процесса оптимизации;

$\rho_0$  – плотность гипотетического материала элемента КЭМ до начала процесса оптимизации;

$k$  – коэффициент, равный 2,5;

$\bar{\rho}_i = \rho_i / \rho_0$  – относительная плотность гипотетического материала элемента

КЭМ на  $i$ -й итерации процесса оптимизации.

Ограничения, учитываемые при решении задачи оптимизации [2]:

- перемещения узлов, к которым приложены нагрузки (максимальное количество узлов – 5);
- объём области с относительной плотностью 1, который необходимо получить в процессе оптимизации;
- ограничения, связанные с технологией изготовления (отсутствие замков для деталей, изготавливаемых объёмной штамповкой или литьём);
- ограничения на минимальный или максимальный размер сочленения;
- учет симметрии относительно выбранной оси;
- вычленение определённой области детали, в которой оптимизация не проводится.

Для оценки адекватности применения модели деформируемого твёрдого тела переменной плотности при определении рационального распределения материала детали в зависимости от действующих силовых факторов были решены две тестовые задачи.

Деталь № 1. Необходимо получить деталь, которая не выходит за объём 100x100x1 мм и передаёт нагрузку 1 Н (1). Расчётная область детали представляет собой пластину. Верхняя грань лишена всех степеней свободы. К середине нижней грани приложена единичная нагрузка 1 Н и в зависимости от расчётного случая составляет с осью симметрии угол  $+45^\circ$  или  $-45^\circ$ .

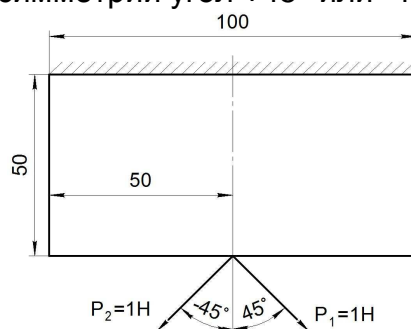


Рис. 1. Расчётная область детали № 1

Конечно-элементная модель расчётной области с приложенными нагрузками и ограничениями показана на 2. Размер конечного элемента составляет 1x1x1 мм. Гипотетический материал расчётной области имеет следующие характеристики: модуль упругости первого рода  $E = 210 \cdot 10^9$  Па, предел прочности  $\sigma_b = 0,7071 \cdot 10^6$  Па, коэффициент Пуассона  $\mu = 0,3$ .

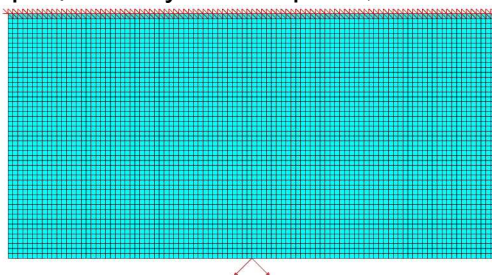


Рис. 2. Конечно-элементная модель расчётной области детали № 1

В результате решения задачи оптимизации получили область с рациональным распределением материала (3), близкую к стержневой системе, которая для данной задачи является оптимальной [4].

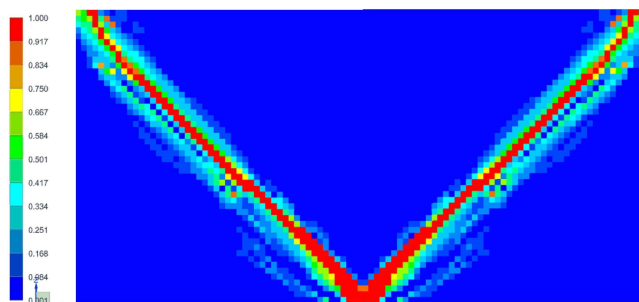


Рис. 3. Характер рационального распределения материала для детали № 1

Ширина стержня равна диагонали конечного элемента с относительной

плотностью 1 и составляет 1,4142 мм, толщина – 1 мм, следовательно, максимальные напряжения

$$\sigma = \frac{P}{F} = \frac{1}{1 \cdot 1,4142 \cdot 10^{-6}} = 0,7071 (МПа), \quad (6)$$

где  $P$  – действующая нагрузка;

$F$  – площадь поперечного сечения полученного стержня.

Как видно, максимальные напряжения равны пределу прочности гипотетического материала расчетной области.

Деталь № 2. Необходимо получить деталь, которая не выходит за объём 500x100x50 мм и передаёт нагрузку 80 кН (4). Расчётная область представляет собой балку прямоугольного сечения. Левая грань лишена всех степеней свободы. К верхней грани приложена нагрузка 80000 Н.

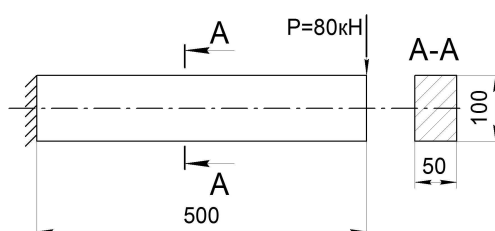


Рис. 4. Расчётная область детали № 2

Конечно-элементная модель расчётной области с приложенными нагрузками и ограничениями изображена на 5. Гипотетический материал расчётной области имеет следующие характеристики: модуль упругости первого рода  $E = 72 \cdot 10^9$  Па, предел прочности  $\sigma_b = 440 \cdot 10^6$  Па, коэффициент Пуассона  $\mu = 0,33$ .

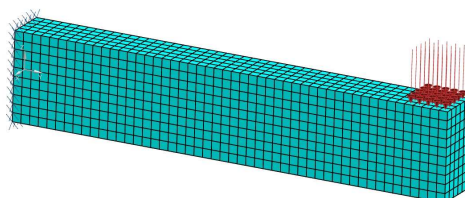


Рис. 5. Конечно-элементная модель расчётной области детали № 2

В результате решения задачи оптимизации получили область с рациональным распределением материала (6), близкую к классической конструкции балки минимальной массы [4].

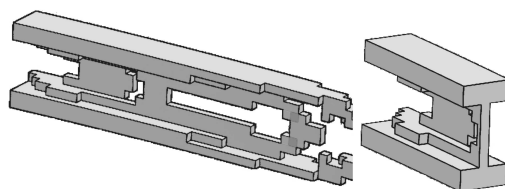


Рис. 6. Характер рационального распределения материала детали № 2

На основании проведенных исследований и с учётом рекомендаций [4] разработан новый метод интегрированного конструирования. Метод показан на 7 в виде блок-схемы.

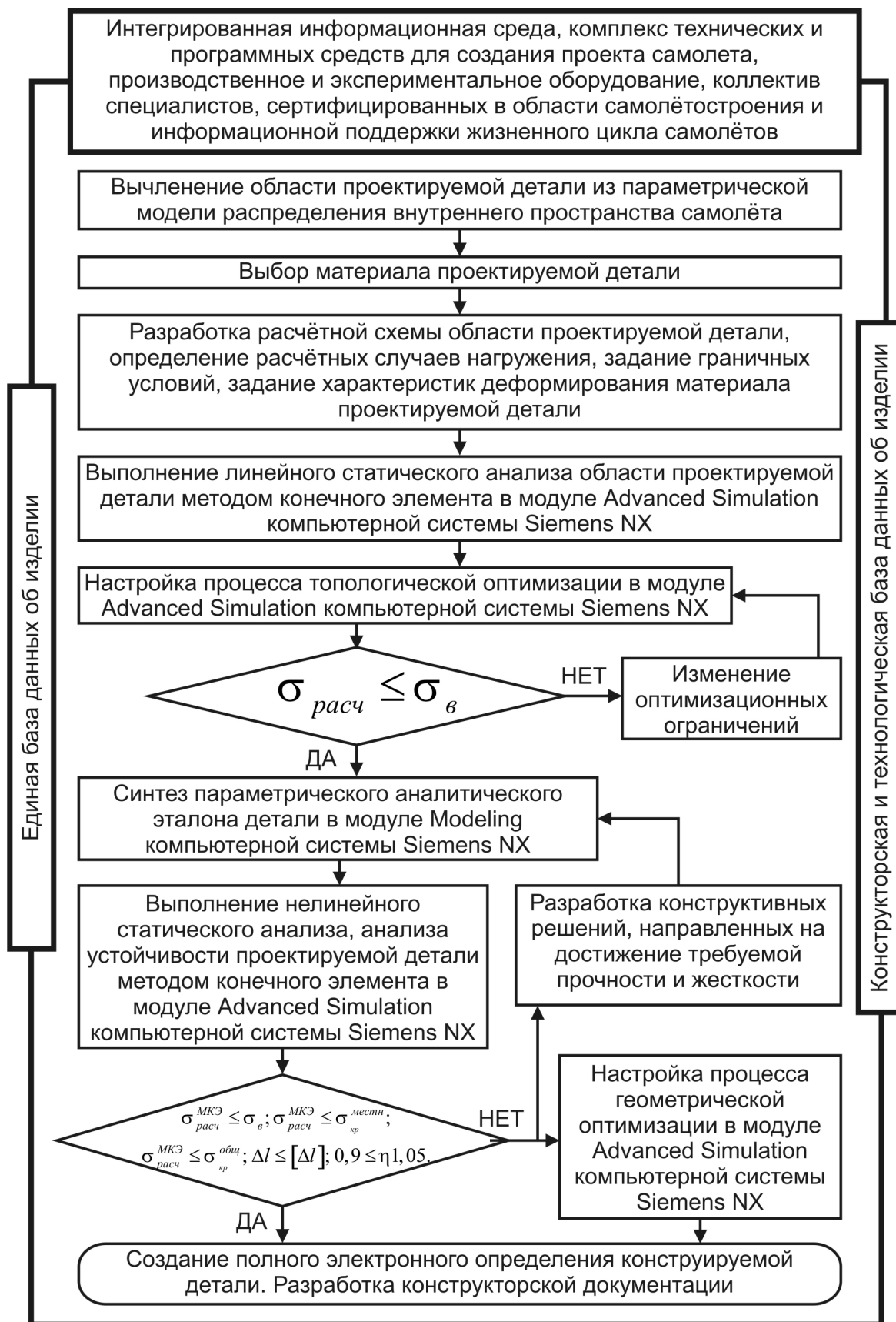


Рис. 7. Блок-схема метода интегрированного конструирования деталей авиационных конструкций с помощью системы Siemens NX

Разработанный метод апробирован при конструировании кронштейна навески рулевой поверхности. Расчётная схема области определения конструируемого кронштейна изображена на 8. Материал кронштейна – алюминиевый сплав АК6 ГОСТ 4784-97, который имеет следующие характеристики: модуль упругости первого рода  $E = 71$  ГПа, коэффициент Пуассона  $\mu = 0,33$ , предел прочности  $\sigma_b = 400$  МПа.

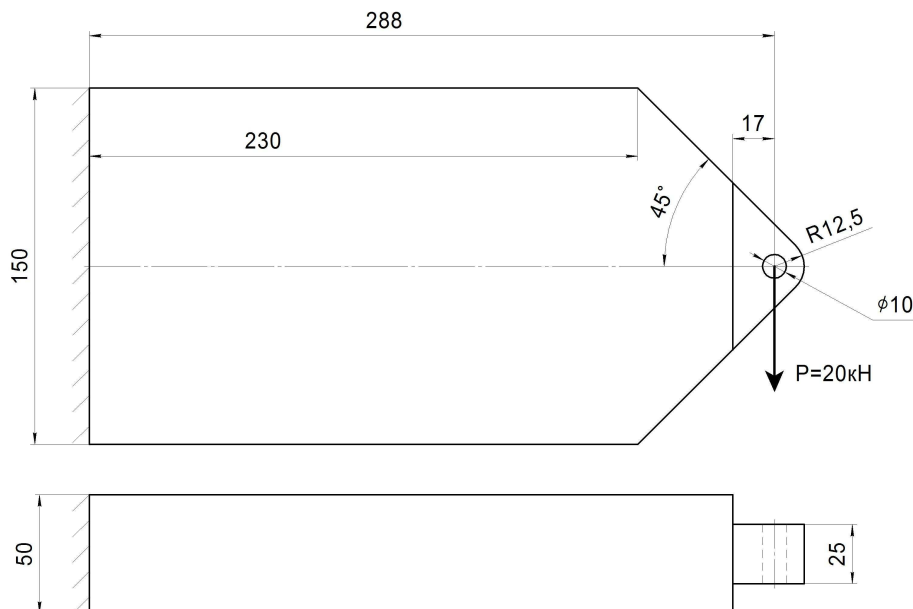


Рис. 8. Расчётная схема области определения кронштейна

Конечно-элементная модель расчётной области с приложенными нагрузками и ограничениями показана на 9.

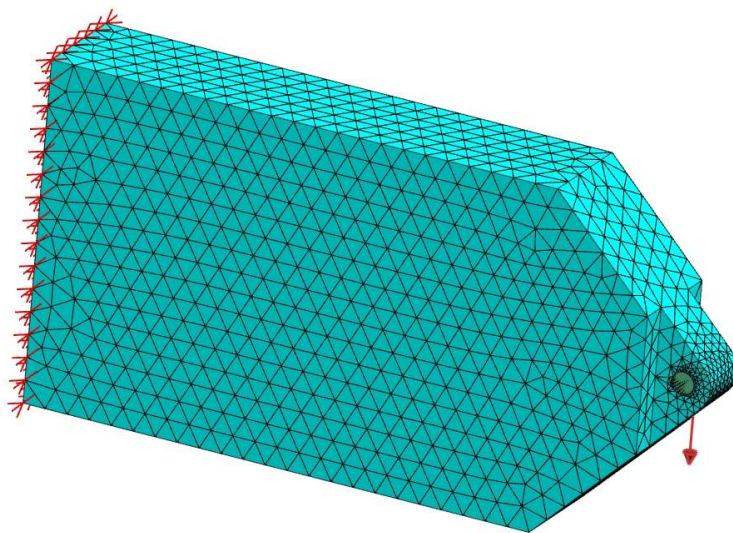


Рис. 9. Конечно-элементная модель области определения кронштейна

В результате решения задачи топологической оптимизации было получено рациональное распределение материала конструируемого кронштейна (10).

Далее посредством stl-файла из модуля Advanced Simulation в модуль Modeling была передана геометрическая модель прообраза кронштейна (11).

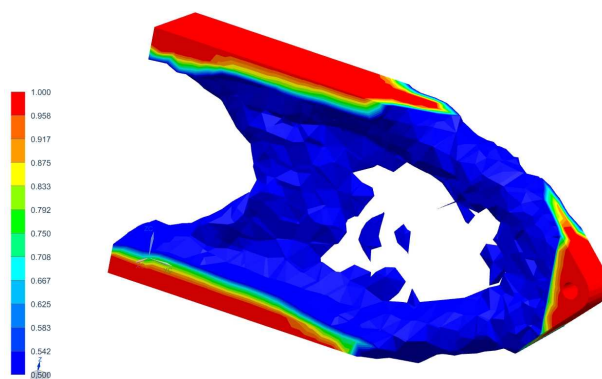


Рис. 10. Характер рационального распределения материала конструируемого кронштейна

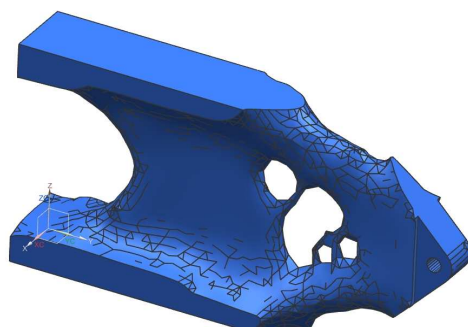


Рис. 11. Геометрическая модель прообраза кронштейна

Геометрическая модель прообраза кронштейна была преобразована в параметрическую модель кронштейна. После проведения оптимизации геометрических параметров кронштейна (целевая функция – минимум массы, ограничения – максимальные эквивалентные напряжения Мизеса не более 400 МПа, перемещение оси отверстия вдоль оси ZС – не более 0,1 мм) была получена уточнённая параметрическая модель кронштейна.

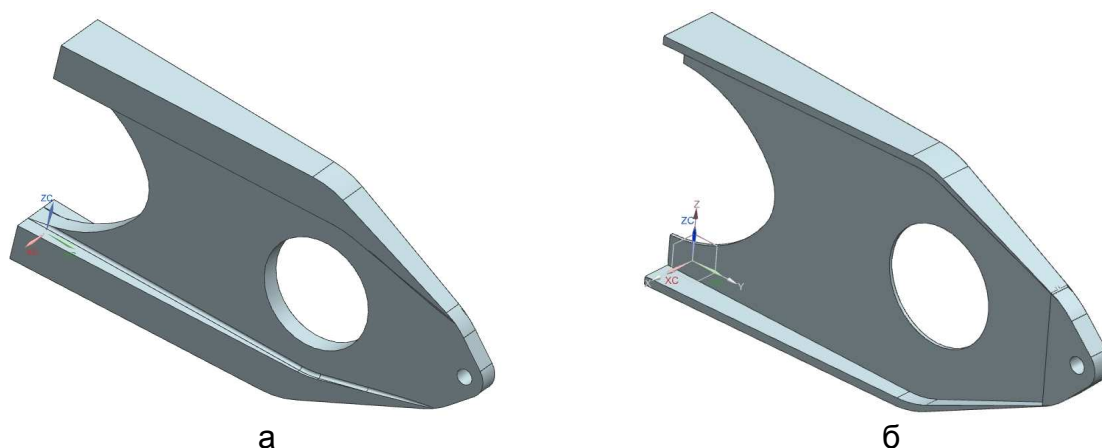


Рис. 12. Параметрическая модель кронштейна:  
а – до проведения оптимизации; б – после проведения оптимизации

Также был проведен нелинейный статический анализ напряженно-деформированного состояния конструируемого кронштейна, в результате которого были подтверждены заданные характеристики прочности и жесткости.



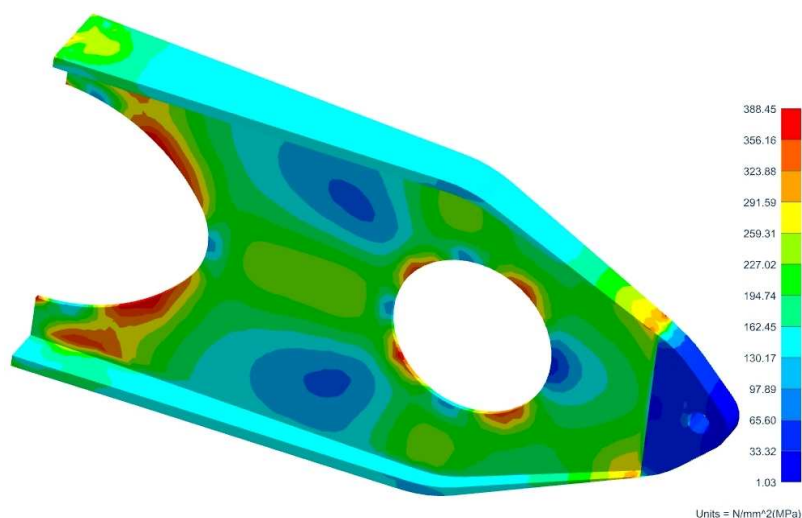


Рис. 13. Характер распределения эквивалентных напряжений Мизеса

### Выводы

Разработан метод интегрированного конструирования деталей авиационных конструкций с помощью системы Siemens NX, который позволяет получать оптимальные геометрические параметры конструируемой детали на ранней стадии проектирования, направленные на минимизацию массы при комплексном учёте требований прочности, жесткости и технологии изготовления.

Метод апробирован при конструировании регулярной зоны кронштейна навески рулевой поверхности. Данный метод позволил получить кронштейн, который имеет меньшую на 6,5% массу по сравнению с кронштейном, который конструировался согласно рекомендациям [4, 5].

### Список литературы

1. Статистические методы анализа безопасности сложных технических систем [Текст] / Л.Н. Александровская, А.Г. Другов, И.З. Аронов и др.; под ред. В.П. Соколова. – М.: Логос, 2001. – 232 с.
2. NX Nastran Design Sensivity and Optimization Users Guide. – 2011.
3. Гребеников, А.Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций [Текст] / А.Г. Гребеников. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2006. – 532 с.
4. Сеницын, В. Ф. Оптимизация и весовой анализ некоторых самолетных конструкций [Текст] / В. Ф. Сеницын – М.: БНИ ЦАГИ, 1970 – Вып. 1262. – 93 с.
5. Проектирование конструкций самолётов [Текст]: учебник для студентов вузов, обучающихся по специальности «Самолётостроение» / Е.С. Войт, А.И. Ендогур, З.А. Мелик-Саркисян, И.М. Алявдин. – М.: Машиностроение, 1987. – 416 с.
6. Болдырев, А.В. Развитие технологии проектирования авиационных конструкций на основе модели переменной плотности [Текст] / А.В. Болдырев // Общероссийский научно-технический журнал "Полёт". – 2009. – № 11. – С. 23–28.

**Рецензент:** кан-т техн. наук, проф. Л.И. Лосев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков  
Поступила в редакцию 07.06.13

## **Метод інтегрованого конструювання та моделювання деталей авіаційної техніки за допомогою системи Siemens NX**

Розроблено метод інтегрованого конструювання та моделювання деталей авіаційної техніки за умови забезпечення умови мінімуму маси, статичної міцності та жорсткості, який дозволяє отримати раціональні геометричні характеристики деталі залежно від діючих силових факторів.

**Ключові слова:** модель деформівного твердого тіла змінної щільності, топологічна оптимізація, тривимірний параметричний модель, раціональне розподілення матеріалу, модель розподілу простору.

## **Method of integrated design and simulation of aeronautical engineering parts using Siemens NX system**

Developed a method for the integrated design and simulation of the aeronautical engineering parts, provided that the condition of minimum mass, static strength and stiffness, are met enables to provides a rational geometry of the parts, depending on the existing load factors.

**Keywords:** model of deformed solid body of variable density, topological optimization, three-dimensional parametric model, the reasonable distribution of material, space distribution model.