

УДК 517.91

Топологическая и параметрическая оптимизация консоли крыла самолета

Абрашкин П.М.

Ульяновский государственный технический университет

Аннотация: Рассматривается трехмерная модель консоли крыла летательного аппарата. На основе модели разрабатывается методика проектирования силового набора крыла с использованием методов топологической и параметрической оптимизации. В программе OptiStruct проведена топологическая оптимизация. Получен ряд конструкций силового набора, на базе выбранного оптимального варианта произведена параметрическая оптимизация в программном комплексе ANSYS Workbench.

Ключевые слова: полимерные композиционные материалы, авиационная промышленность, топологическая оптимизация, параметрическая оптимизация, целевая функция, математическое моделирование, оптимизация.

1. Топологическая оптимизация конструкции

Поиск силовой конструкции крыла самолета проводится на модели консоли крыла CASA C-295. Данная консоль была упрощена путем оставления аэродинамического профиля и стреловидности крыла. Затем на модели создается конечно-элементная (КЭ) сетка, в которой участвует только внутренняя часть (наполнение) крыла, выполненная из SOLID элементов. SHELL-элементы используются только для задания граничных условий при топологической оптимизации. Оптимизация проводилась с использованием программы КЭ анализа Altair OptiStruct. На подготовленной КЭ модели были заданы следующие граничные условия: закрепление крыла осуществляется на торце со стороны крепления к фюзеляжу, на нижнюю и верхнюю поверхность крыла действует равномерное давление, равное 0.01 МПа и 0.005 МПа соответственно (рис. 1). Крыло состоит из алюминия.

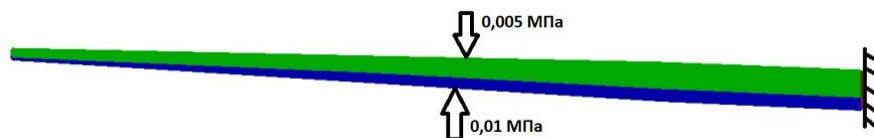


Рис. 1. Граничные условия.

Топологическая оптимизация проводится по реализованному в программе методу SIMP. В исследовании рассматривается два варианта выбора целевой функции и ограничений. Использовались следующие критерий и ограничения:

1. Критерий – минимизация массы (целевая функция – масса).
 2. Критерий – минимизация податливости (целевая функция – податливость).
- Ограничение – максимальная объемная доля материала, равная 30%.

Для каждого варианта были заданы технологические ограничения в виде максимально возможных перемещений законцовки крыла в диапазоне ± 500 мм и макси-

мально допустимых напряжений в конструкции, не превышающих 250 МПа.

Один из основных параметров, оказывающих влияние на конечный результат будущей конструкции – ограничение максимального и минимального диаметра силового пути.

Использование данной опции дает возможность моделировать конструкции, учитывающие производственные ограничения и исключаящие из них невоспроизводимые мелкие элементы. Однако стоит учитывать, что этот параметр чувствителен к размеру сетки КЭ, а программные возможности ограничивают применимость данной опции ($3d < mindim < 2d$, где d – средний размер КЭ). Поскольку средний размер сетки составляет 20 мм, представлены расчеты с минимальным/максимальным диаметром силового пути, равным 100, 150 и 200 мм. В результате топологической оптимизации был получен ряд вариантов конструкций силового набора консоли крыла.

Рассмотрим результаты оптимизации, представленные на рис. 2а), для случая минимизация массы с ограничением: максимальные напряжения по Мизесу не превышают 250 МПа, максимальные перемещения законцовки крыла не превышают ± 500 мм.

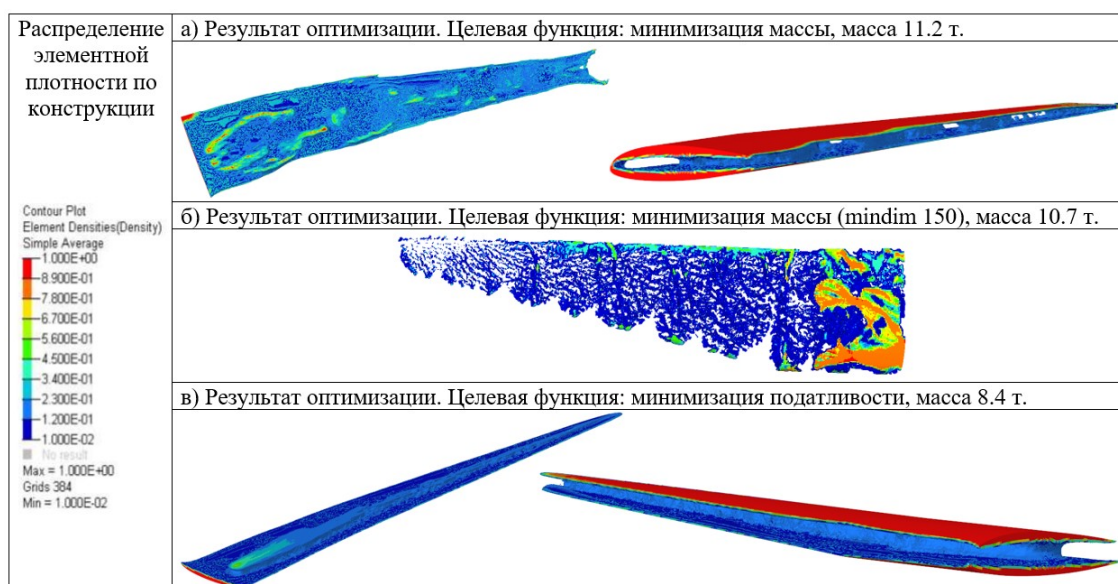


Рис. 2. Результат оптимизации.

Рассмотрим следующий вариант оптимизации с измененным дополнительным ограничивающим параметром – минимальный диаметр силового пути, равный 150 мм ($mindim = 150$) – рис. 2б).

Полученные результаты показывают, что расчетная картина не соответствует реальной. Если без добавления дополнительного ограничения можно с большой натяжкой сказать, что в конструкции присутствуют два маленьких лонжерона, расположенных так же, как на настоящих летательных аппаратах (ЛА), то при добавлении данного ограничения силовая конструкция не похожа на реальную, поскольку не просматриваются лонжероны и нервюры. Поэтому в рамках исследования вариант с данной целевой функцией рассматриваться не будет.

В варианте изображенном на рис. 2в), целевая функция – податливость – подлежит минимизации со следующими ограничениями:

- 1) максимальная объёмная доля материала в крыле равна 30%,
- 2) максимальные напряжения по Мизесу не превышают 250 Мпа,
- 3) максимальные перемещения законцовки крыла не превышают ± 500 мм.

Далее рассмотрим варианты с введением дополнительного параметра – минимального или максимального диаметра силового пути. На рис. 3 представлено распределение плотности материала по крылу для следующих вариантов:

- 1) $mindim = 100$, 2) $mindim = 150$, 3) $mindim = 200$, 4) $maxdim = 100$,
- 5) $maxdim = 150$, 6) $maxdim = 200$, 7) $mindim = 100$, $maxdim = 200$.

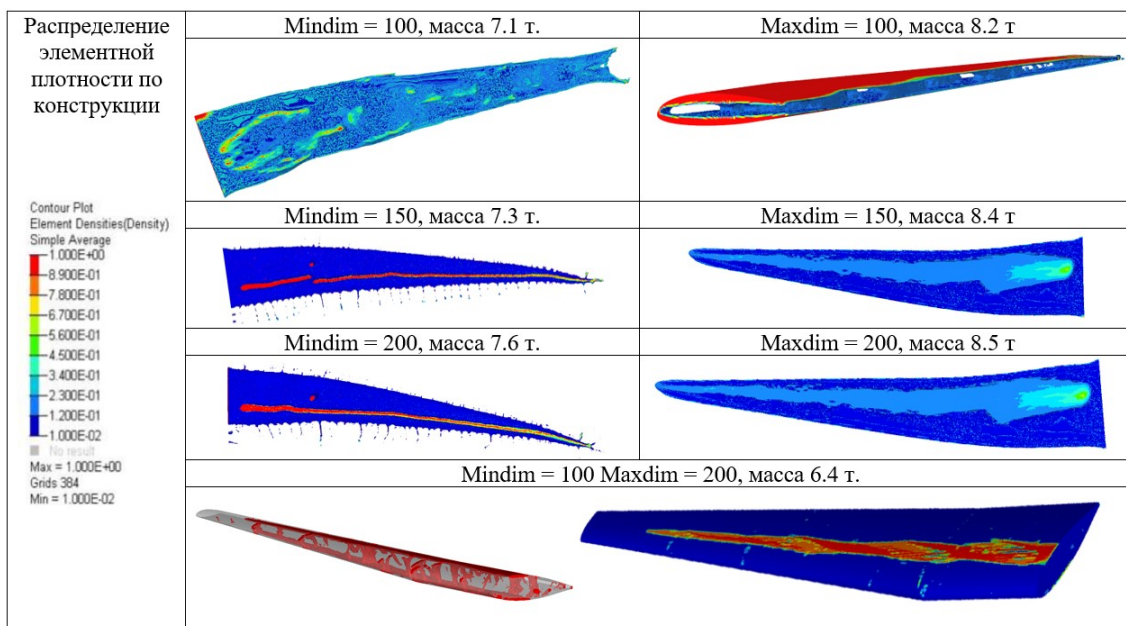


Рис. 3. Результат оптимизации

Анализируя полученные результаты, можно заметить, что добавление дополнительного параметра – минимального диаметра силового пути – существенно изменяет результат оптимизации. Однако использование совместного дополнительного параметра – минимального и максимального диаметра силового пути – не только изменяет конструкцию, но и значительно облегчает её. Поэтому для дальнейшего исследования в качестве базовой модели будет взят именно этот вариант. На рис. 4а) желтым цветом показана примерная отрисовка соответствующей силовой конструкции крыла. На рис. 4б) представлена отрисованная модель крыла для параметрической оптимизации.

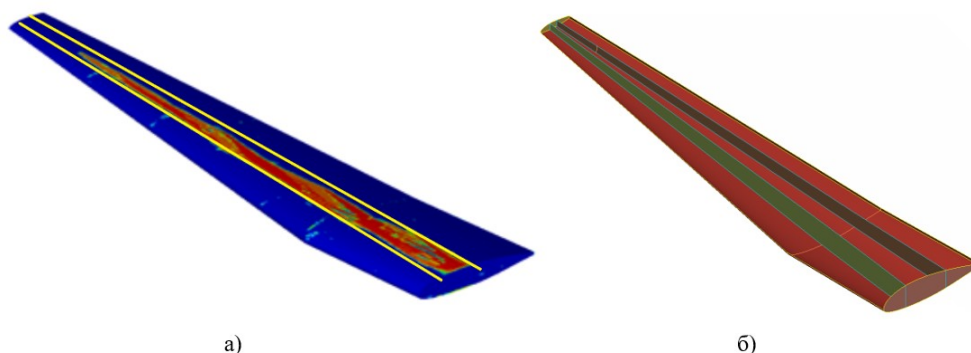


Рис. 4. Вариант отрисовки силовой конструкции

2. Параметрическая оптимизация конструкции

В данном разделе представлены результаты проведения параметрической оптимизации обшивки и силового набора консоли крыла самолета в программе **ANSYS Workbench**. Оптимизация консоли крыла проводилась при помощи метода поиска оптимального решения при помощи поверхности отклика – **Response Surface Method**. В качестве критерия выбрана минимизация массы и минимизация перемещений законцовки крыла. В качестве ограничений выступили максимальные напряжения, находящиеся в диапазоне от 200 до 300 МПа и стремящиеся к 250 МПа. Граничные условия не изменены. В качестве оптимизируемых параметров были выбраны:

1. Толщина одного слоя препрега из однонаправленного эпоксидного углеродного волокна в диапазоне от 0.28 мм до 28 мм с шагом 0.28 мм.
2. Количество пакетов углеродного волокна в элементе – от 1 до 3.

Направление выкладки слоев углеродного волокна в каждом четырех слойном пакете $0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$. В качестве материала выбран эпоксидный карбон со свойствами:

- а) модуль Юнга в продольном направлении равен 121000 МПа;
- б) модуль Юнга в поперечном направлении – 8600 МПа;
- в) коэффициент Пуассона в продольном направлении равен 0.27;
- г) коэффициент Пуассона в поперечном направлении – 0.4;
- д) плотность равна 1490 кг/м³.

Для проведения параметрической оптимизации проводятся вычислительные эксперименты для построения поверхности отклика. На основе полученной поверхности программой предлагается три наилучших результата (таблица 1).

Таблица 1. Результаты параметрической оптимизации

Наименование параметра		Результат 1	Результат 2	Результат 3
Пакет обшивки	Толщина слоя, мм	1.4	2.24	0.84
	Количество пакетов	1	1	1
	Толщина элемента, мм	5.6	8.96	3.36
Пакет переднего лонжерона	Толщина слоя, мм	2.8	0.28	0.56
	Количество пакетов	2	3	3
	Толщина элемента, мм	22.4	3.36	6.72
Пакет заднего лонжерона	Толщина слоя, мм	0.56	3.92	26.04
	Количество пакетов	3	1	1
	Толщина элемента, мм	6.72	15.68	104.16
Максимальное перемещение крыла, мм		297.5	216	136.7
Максимальное напряжение, МПа		255.75	223.94	239.21
Масса, т		1.13	1.31	1.39

Анализируя полученные результаты, приходим к выводу, что первый вариант – наилучший, поскольку в данном случае самый тонкий элемент имеет толщину 5.6 мм. В других вариантах этот показатель меньше.

На следующем шаге была проведена проверка результата оптимизации. Это необходимо поскольку для построения поверхности отклика программой было произведе-

дено 55 численных экспериментов, этого количества недостаточно для построения подробной поверхности отклика. В результате проверки были получены следующие результаты: максимальные напряжения составили 275 МПа, перемещение законцовки крыла составило 370 мм (рис. 5). Отличие от полученного результата объясняется тем, что при проведении оптимизации требуется более сильная детализация при построении поверхность отклика.

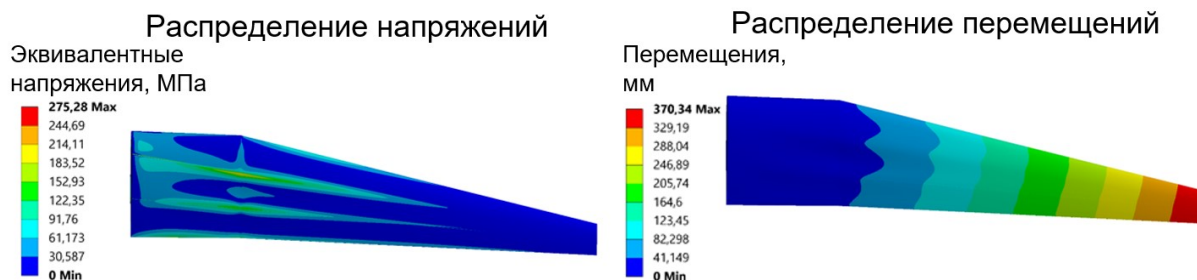


Рис. 5. Результаты проверки

Подводя итог, можно заключить, что процесс оптимизации существенно улучшил показатели консоли крыла самолета и позволил достичь массы, равной 1.13 т, по сравнению с настоящей консолью крыла самолета CASA C-295, масса которой составляет приблизительно 1.7 т (таблица 2). Это означает, что оптимизация значительно ускорила и улучшила процесс создания облегченной модели, который при ручном создании потребовал бы значительных затрат времени в связи с перебором различных вариантов дизайна.

Таблица 2. Результаты работы

Характеристика	После топологической оптимизации	После параметрической оптимизации	Конструкция крыла C-295
Максимальное перемещение крыла, мм	63.35	370.34	550
Максимальное напряжение, МПа	22.4	275.28	—
Масса, т	4.3	1.13	1.8

Благодаря применению оптимизации была быстро определена наилучшая концепция конструкции консоли крыла ЛА, без необходимости рассмотрения множества альтернативных вариантов. Таким образом, оптимизация представляется эффективным современным инструментом для разработки разнообразных конструкций, где целью является достижение наилучшего значения какой-либо определенной характеристики (например, минимизация или максимизация массы, объема, податливости и т. д.) при соблюдении заданных критериев (например, ограничений на перемещения, напряжение и т. п.).

Литература

1. Walke D., Liu D., Jennings A. Topology Optimization of an Aircraft Wing // 56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2015-0976>
2. Walke D., Liu D., Jennings A. Wing Design Utilizing Topology Optimization and Additive Manufacturing // 57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2016-1246>

MSC 34D20

Topological and parametric optimization of the airplane wing console

P.M. Abrashkin

Ulyanovsk state technical university

Abstract: The three-dimensional model of an aircraft wing cantilever is considered. On the basis of the model, a methodology for designing the wing force set using topological and parametric optimization methods is developed. Topological optimization is carried out in the OptiStruct program. A number of force set designs are obtained, and parametric optimization is performed in ANSYS Workbench on the basis of the selected optimal variant.

Keywords: polymer composite materials, aviation industry, topology optimization, parametric optimization, objective function, mathematical modeling, optimization.

References

1. Walke D., Liu D., Jennings A. Topology Optimization of an Aircraft Wing // 56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2015-0976>
2. Walke D., Liu D., Jennings D. Wing Design Utilizing Topology Optimization and Additive Manufacturing // 57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2016-1246>