

ТОПОЛОГИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ЭЛЕМЕНТОВ УЗЛОВ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Топологическая оптимизация (ТО) – это математический метод, который оптимизирует компоновку материала в заданном пространстве проектирования для заданного набора нагрузок, граничных условий и ограничений в целях максимизации производительности системы. Основным отличием ТО от оптимизации формы является возможность получения любой конечной формы объекта в ограниченном пространстве начальной геометрии без использования predetermined конфигураций [1]. Зачастую топологическую оптимизацию применяют на этапах проектирования и редко результат используют для серийного производства из-за сложности форм деталей. Среди отраслей, в которых алгоритм ТО является наиболее востребованным, следует выделить аэрокосмическую отрасль, где проблема уменьшения массы конструкции с сохранением ее несущих свойств является наиболее значимой.

Проблема оптимизации топологии может быть записана в общем виде задачи оптимизации как

$$\min_{\rho} F = F(\bar{u}(\rho), \rho) = \int_{\Omega} f(\bar{u}(\rho), \rho) dV \quad (1)$$

где $\int_{\Omega} f(\bar{u}(\rho), \rho) dV$ – целевая функция топологической оптимизации,

определяющая совершенство геометрии детали;

$\rho \in \{0, 1\}$ – переменная, определяющая плотность материала в каждом заданном элементе;

Ω – область пространства, ограничивающая объём детали;

$G_j(\bar{u}(\rho), \rho) \leq 0, j = 1, \dots, m$ – ограничения, которые должны выполняться при поиске решений (максимальный объём удаляемого материала, максимальные напряжения в детали).

На сегодняшний день основным фактором, который сдерживает широкое применение алгоритма топологической оптимизации, является технологическая возможность производства. Вместе с тем развитие аддитивных технологий, таких, как прямое лазерное спекание и послойное плавление, позволяет с уверенностью сказать, что использование топологической оптимизации для производства деталей ЛА являться актуальной задачей [2].

Эффективность применения алгоритма оптимизации топологии рассмотрим на примере тестовой задачи. В качестве объекта исследования выберем консольно закрепленную балку, на один из торцов которой приложено усилие 200N, размеры балки – 100 x 25 x 16 мм. Материал балки – сталь 10, исходная масса детали – 312 г.

На первом этапе выполним прочностной анализ для исходной геометрии детали методом конечных элементов (МКЭ) в лицензионном пакете ANSYS Mechanical [3]. На рис. 1 показана конечно-элементная модель балки.

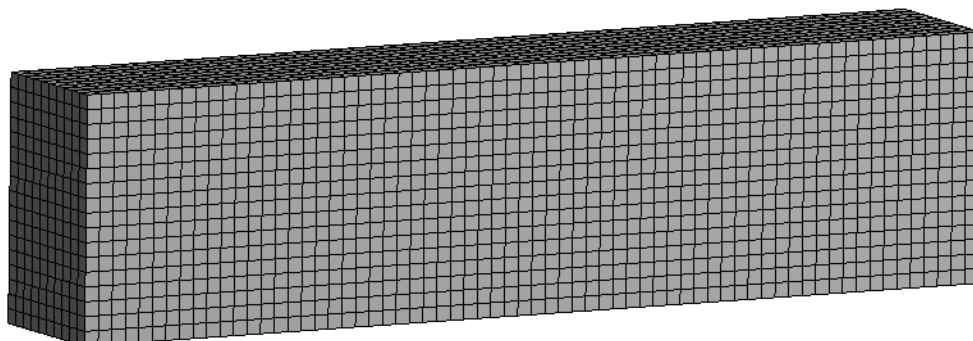


Рисунок 1 – Конечно-элементная модель балки

Для заданных начальных условий в ходе итерационной процедуры были получены картины распределения напряжений и деформаций. Результаты приведены на рис. 2,3.

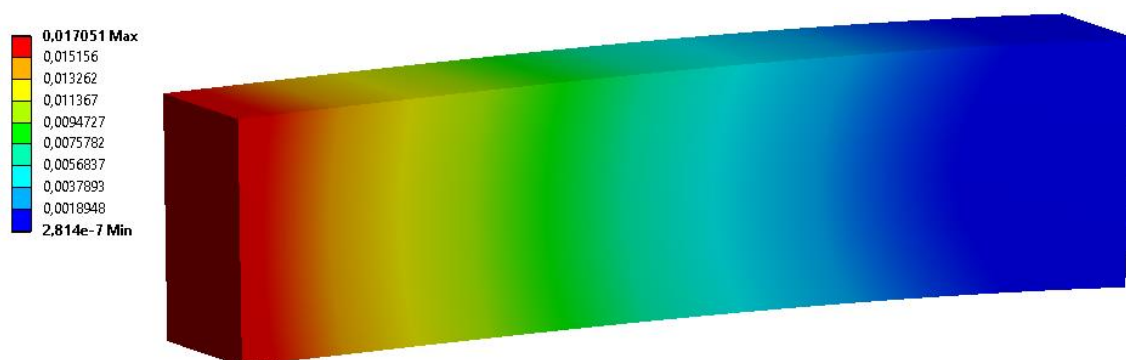


Рисунок 2 – Рассчитанные деформации балки под воздействием приложенной нагрузки

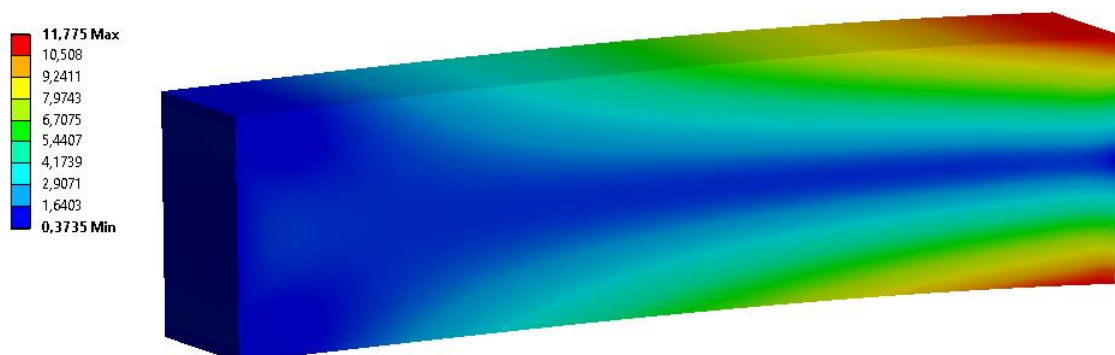


Рисунок 3 – Эквивалентные напряжения по Мизесу

После решения прочностной задачи начинается непосредственная работа над топологической оптимизацией детали. Сформулирована целевая функция – минимизация массы балки, в качестве дополнительного условия использовалось ограничение на величину максимальных напряжений по Мизесу – 200 МПа.

Для корректной работы алгоритма необходимо определить пространство проектирования: область конструкции, топология которой может изменяться, и область, для которой изменения запрещены. В данном случае были выделены две области на торцевых частях балки (рис. 4), не участвующие в работе алгоритма.



Рисунок 4 – Области, исключенные из расчета

Для корректной работы алгоритма оптимизации был задан минимальный размер элемента для исключения из топологии детали, значение которого выбирается исходя из размера конечно-элементной сетки и должно составлять не менее двух размеров ячейки. Для данной задачи размер был ограничен 6 мм. Зачастую в настройки алгоритма необходимо включать дополнительный ряд ограничений, связанных с возможностью последующего производства, однако в нашем случае использование технологий трехмерной печати – прямого лазерного плавления (Direct laser melting – DLM) или прямого лазерного спекания (Direct laser sintering – DLS) позволяет получать детали любой конфигурации [4]. Результатом работы алгоритма ТО является фасетированная модель, сохраненная в формате, пригодном для печати на 3D-принтере. В ряде случаев необходимо провести проверочный расчет полученной геометрии. Для этого необходимо выполнить преобразование фасетированной модели в твердое тело с последующими операциями сглаживания и объединения поверхностей, после чего расчет может выполняться в традиционной последовательности [5, 6]:

- разбиение модели на конечно-элементную сетку;
- задание нагрузок и закреплений;
- расчет напряженно-деформированного состояния;
- вывод результатов расчета.

На рис. 5 показана конечно-элементная модель оптимизированной балки.

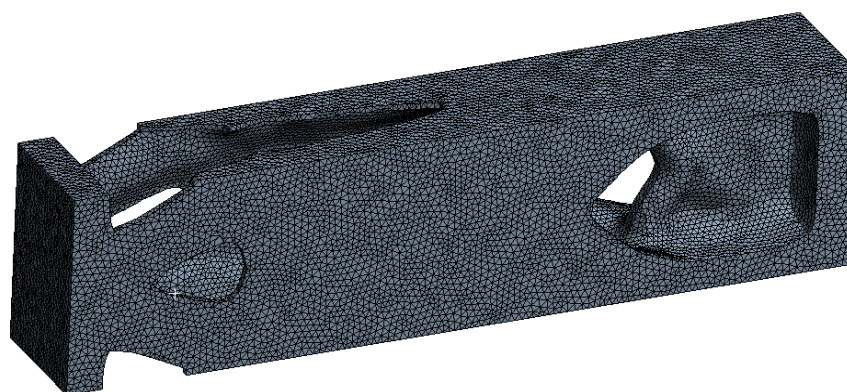


Рисунок 5 – Конечно-элементная модель оптимизированной балки

Для выполнения проверочного расчета на оптимизированную модель были импортированы все граничные условия с исходной геометрии. Результаты расчетов приведены на рис. 6, 7.

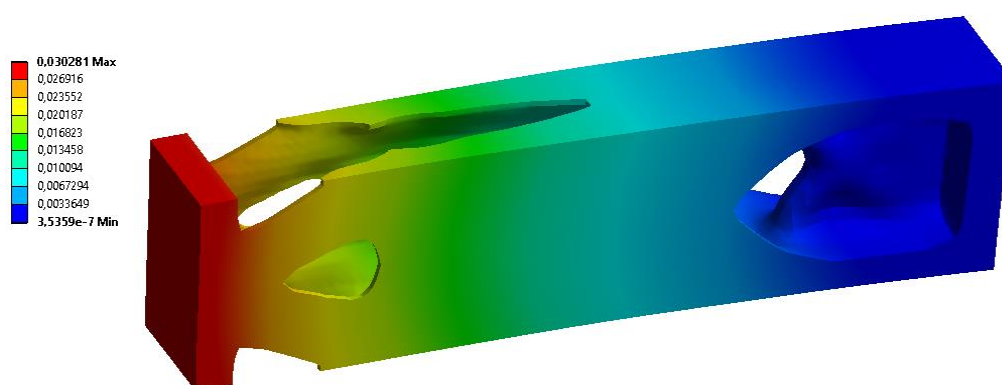


Рисунок 6 – Рассчитанные деформации балки под воздействием приложенной нагрузки

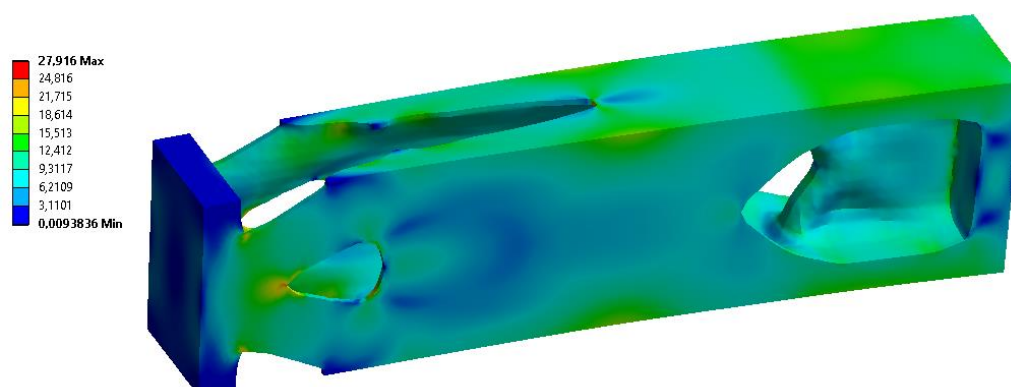


Рисунок 7 – Эквивалентные напряжения по Мизесу

В результате ТО масса детали была снижена до 126,6 г, что практически в 2,5 раза меньше исходного значения при сохранении прочностных свойств материала – предел прочности не был превышен. Как

видно из рис. 7, напряжения на детали распределены неравномерно, что говорит о возможности дальнейшей оптимизации в целях получения равнопрочной детали. Использование подобного алгоритма ТО совместно с аддитивными технологиями в аэрокосмической отрасли позволит повысить не только эффективность производства, но и существенно снизить массу авиационной техники, увеличить полезную нагрузку.

Выводы

1. На примере тестовой задачи показана эффективность применения алгоритмов оптимизации топологии детали. Наиболее перспективно использование данных алгоритмов в сфере аддитивного производства, что позволяет изменять очертания и форму деталей исходя из целевой функции без технологических ограничений.

2. Показаны основные этапы подготовки модели для прочностного расчета, топологической оптимизации и проверочного расчета в модуле Ansys Mechanical.

3. Использование алгоритма оптимизации топологии позволило снизить массу исходной детали в 2,5 раза с сохранением ее прочностных характеристик.

Список использованных источников

1. Sigmund, O., Maute, K., Topology optimization approaches (A comparative review) [Text] / O. Sigmund, K. Maute // Structural and Multidisciplinary Optimization / Springer, 2013. – P. 1031 – 1055.

2. Allaire, G., Jouve, F. Minimum stress optimal design with the level set method [Text] / G. Allaire, F. Jouve // Eng Anal Bound Elemen / Elsevier, 2008. – P. 909 – 918.

3. Topological optimization Ansys [Электронный ресурс] – Режим доступа: http://www.ansys.stuba.sk/html/guide_55/g-adv/GADV2.htm

4. Additive Manufacturing and 3D Printing State of the Industry // Wohlers report 2013 / Wohlers Associates Inc.

5. Rozvany G.I.N., Zhou N., Sigmund O. Topology Optimization in Structural Design [Text] / G.I.N. Rozvany, N. Zhou, O. Sigmund // In: Advances in Design Optimization. – Adeli, 1994, London. – P. 240 – 299.

6. Amstutz S Connections between topological sensitivity analysis and material interpolation schemes in topology optimization [Text] / S Amstutz // Struct Multidiscip Optim / Springer, 2011 – 43(6) – P. 755 – 765.

Поступила в редакцию 25.05.2017.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.В. Воронько,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков*