

УДК 621.438-226.2.001.63:519.873

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ НЕОХЛАЖДАЕМЫХ РАБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБИН

© 2015 Б. Е. Васильев, Л. А. Магеррамова

Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, г. Москва

Для наиболее полного использования возможностей интенсивно развивающихся аддитивных технологий необходимо применять новые подходы к проектированию деталей, один из которых основан на принципах топологической оптимизации. На примере типовой неохлаждаемой лопатки турбины низкого давления газотурбинного двигателя проведена топологическая оптимизация конструкции лопатки в обеспечение удовлетворения требований отстройки от резонансных частот колебаний и получения минимальной массы. В результате оптимизации получена конструкция отстроенной лопатки уменьшенной более чем на 30% массы по сравнению с прототипом при сохранении профиля лопатки. Результаты поверочного расчёта показали достаточность значений запасов прочности итоговой конструкции лопатки. Дополнительно приведено описание технологических ограничений различных классов аддитивных технологий и указан возможный способ изготовления получившейся конструкции лопатки. Анализ результатов, полученных в работе, показал возможность применения топологической оптимизации при проектировании неохлаждаемых лопаток турбин с учётом их изготовления методами аддитивных технологий с целью уменьшения массы и контроля собственных частот колебаний. Объединение методов аддитивных технологий и топологической оптимизации позволит использовать весь потенциал обеих технологий.

Аддитивные технологии, топологическая оптимизация, лопатки турбин.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-3-139-147

Введение

Задача создания перспективных газотурбинных двигателей (ГТД) ставит всё более жёсткие требования по снижению массы деталей вследствие повышения требований по эффективности как узлов, так и двигателей в целом. Это приводит к необходимости применять новые материалы, искать новые конструктивные решения, использовать новые технологии. Традиционные методы изготовления ограничивают возможность получения сложной конструкции деталей двигателей.

В настоящее время бурно развивается революционная технология, использующая аддитивные методы изготовления деталей. Ведущие компании, выпускающие ГТД, такие как MTU, SAFRAN, RR, GE, AVIO, ALSTOM, всё более широко применяют детали, изготовленные с применением аддитивных технологий (АТ). На основе полученного опыта компании заявляют о многочисленных преимуществах АТ, таких как: уменьшение расходов и времени производства, сокращение массы и числа деталей, а также возможность производства деталей конструкции, кото-

рая не может быть обеспечена имеющимися технологиями [1-4].

Для максимального выигрыша от использования АТ необходимо при проектировании деталей выходить за рамки имеющегося у конструктора опыта и подхода к проектированию. Одной из наметившихся тенденций при проектировании деталей и узлов, в том числе газотурбинных двигателей, является всё более широкое применение методов оптимизации.

Наиболее используемым подходом в оптимальном проектировании является использование параметризованной модели, позволяющей варьирование некоторых размеров в заданных пределах при соблюдении наложенных условий, которыми, в частности, могут являться условия прочности конструкции.

Альтернативой параметрической является структурная оптимизация (в том числе топологическая), позволяющая получить оптимальную форму по заданным критериям детали без параметризации конструкции. Интенсивное развитие методов топологической оптимизации (ТО) совпало с развитием методов АТ [3].

Принципы топологической оптимизации

Целью ТО является определение оптимального распределения материала в области проектирования при заданных нагрузках с удовлетворением критериев и ограничений оптимизации [4-8]. В этом случае для расчёта используется метод конечных элементов, в котором каждому конечному элементу приписывается условная плотность, управляющая вкладом конечного элемента в глобальную матрицу жёсткости. Решением задачи ТО в данной постановке является распределение условной плотности в области проектирования. В качестве критериев и ограничений при топологической оптимизации могут выступать различные функции (и их сочетания), такие как, например, податливость или потенциальная энергия деформации, объём, перемещения, прочностные характеристики.

Процесс ТО можно подразделить на несколько этапов-задач:

- формулировка требований к конструкции;
- разработка концепции конструкции – структурная топологическая оптимизация (поиск рациональной конструктивно-силовой схемы под действием внешних нагрузок и граничных условий) в рамках заданной области проектирования;
- инженерный анализ полученной конструкции с учётом функциональных и технологических условий, т.к. зачастую полученные в результате оптимизации конструкции хотя и являются оптимальными, но могут быть слишком дороги или сложны в производстве. Эта проблема может быть решена при помощи ввода в модель дополнительных ограничений на получаемые решения;
- детальная доводка методом конечных элементов – оптимизации формы в подгруппе допустимых форм, которые имеют фиксированные топологические свойства, такие как, например, фиксированное число отверстий в них. Поэтому ТО используется для создания концепции,

а оптимизация формы используется для точной настройки выбранной конструкции топологии, т.е. создания новой конструкции с учётом функциональных требований и возможностей производства;

- анализ окончательной оптимальной конструкции.

Ввиду того, что в любой точке допустимой геометрической области с учётом дискретности используемых математических моделей реализуется одно из двух возможных «крайних» состояний: конструкционный материал либо содержится, либо отсутствует, то это может привести к ухудшению сходимости процесса оптимизации. Для преодоления этой проблемы в большинстве программных пакетов применяется алгоритм, основанный на использовании промежуточной плотности. Наиболее распространённым и используемым в данной работе методом является метод пенализации для твёрдого изотропного тела SIMP (Solid Isotropic Material with Penalty). В этом методе модуль упругости материала в элементе связан степенным законом с плотностью материала элемента [4-7].

Для деталей авиационных двигателей задачей ТО может являться как минимизация объёма/массы при прочностных ограничениях, так и оптимизация других параметров с ограничениями по объёму.

Для демонстрации принципа топологической оптимизации на рис. 1 показан пример определения оптимальной конструкции опоры, нагруженной распределённой нагрузкой, с минимальной массой. На рис. 1, а показаны граничные условия, нагрузки, а также области проектирования и неизменяемых частей модели. На рис. 1, б приведено распределение условной плотности, соответствующей минимальной потенциальной энергии деформирования, где тёмным цветом выделены зоны, условная плотность которых соответствует 1, светлым – со значениями условной плотности близкими к 0 (эта величина всегда положительна). На рис. 1, в продемонстрирована полученная итоговая модель.

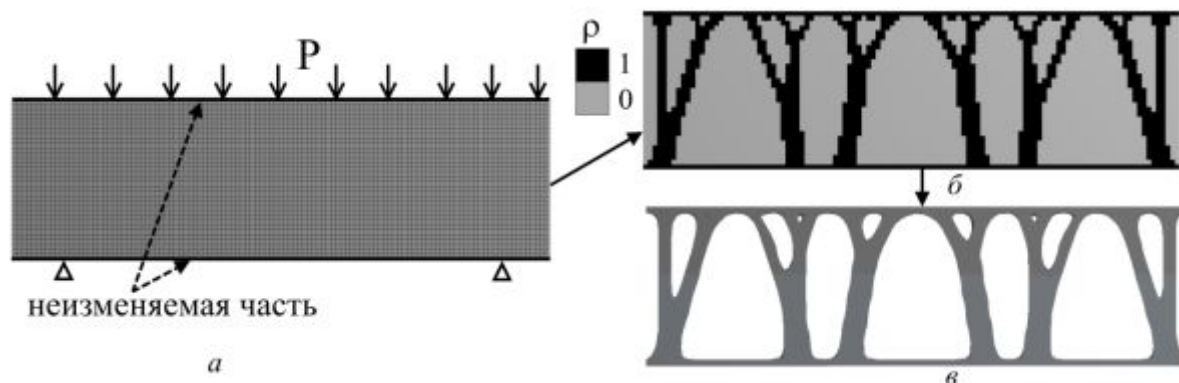


Рис. 1. Постановка задачи топологической оптимизации (а), распределение условной плотности (б) и полученная твёрдотельная модель (в)

Подробное описание методов топологической оптимизации можно найти в статьях [5-7].

В последнее время появились работы, в которых решается задача оптимизации реальных конструкций, в том числе с учётом возможностей аддитивных технологий. Но в основном в них рассматриваются такие детали, как кронштейны, скобы, ферменные конструкции и другие [2-3].

Детали авиационных двигателей, в частности детали турбин, работают в условиях высоких нагрузок, неравномерного нагрева, имеют сложную форму. Оптимизация топологии таких деталей, какими являются лопатки турбин, представляет собой сложную задачу.

Работ, посвящённых применению ТО при проектировании сложных деталей ГТД, пока немного.

Наиболее интересные результаты представлены в работе [4], в которой рассмотрена задача проектирования лопатки соплового аппарата, подверженная действию давления газовых сил и неравномерного по высоте лопатки температурного поля. Исследованы различные формулировки задачи оптимизации. Пространством проектирования являлась внутренняя область профильной части лопатки и полки. При этом внешние аэродинамические поверхности зафиксированы. ТО профильной части лопатки при стационарном нагружении привела к потенциальному снижению массы лопатки на 19%.

В работе [8] приведены результаты проектирования корпуса двигателя с помощью ТО. Отмечен существенный выигрыш по массе при удовлетворении различных норм прочности.

Топологическая оптимизация конструкции лопатки турбины

Одним из наиболее важных моментов при проектировании рабочих лопаток турбин, в особенности удлинённых лопаток турбин низкого давления, является необходимость отстройки от резонансных частот.

На основе подходов ТО получена модель рабочей лопатки турбины низкого давления минимальной массы с отстроенными собственными частотами колебаний.

Для упрощения исследований неохлаждаемая рабочая лопатка (рис. 2), находящаяся под действием центробежной нагрузки и неравномерного по высоте лопатки температурного поля, рассмотрена изолированно. При этом поперечные сечения находились под действием постоянной температуры. В качестве граничных условий задано условие жёсткого закрепления по рабочим граням хвостовика лопатки. Контактное взаимодействие между бандажными полками не учитывалось.

Газодинамические контуры лопатки зафиксированы. Оптимизация массы осуществлялась внутри заданных обводов лопатки.

В данной постановке в качестве критерия оптимизации задана потенциальная энергия деформирования, а в качестве ограничений – более чем двукратное уменьшение объёма оптимизируемой части лопатки и диапазон допустимых значений первых шести форм колебаний, которые должны быть отстроены от резонансных частот в пределах $\pm 10\%$.

Следует отметить, что ввиду чувствительности значений локальных напряжений к «качеству» конечно-элементной модели, напряжения и коэффициенты запаса не использовались в качестве критериев и ограничений, а определялись только для итоговой модели на этапе поверочных расчётов [4, 9].

На рис. 2 показана исходная модель лопатки. В качестве области проектирования задана внутренняя предварительно заполненная материалом профильная часть лопатки и ножки. Конструкции бандажной и трактовой полки зафиксированы.

На основе имеющейся твёрдотельной модели сгенерирована конечно-элементная модель высокого качества. Размер элемента выбирался таким образом, чтобы он был в несколько раз меньше минимального конструктивного элемента возможной части лопатки. Итоговая конечно-элементная модель содержала около 440 тысяч узлов.

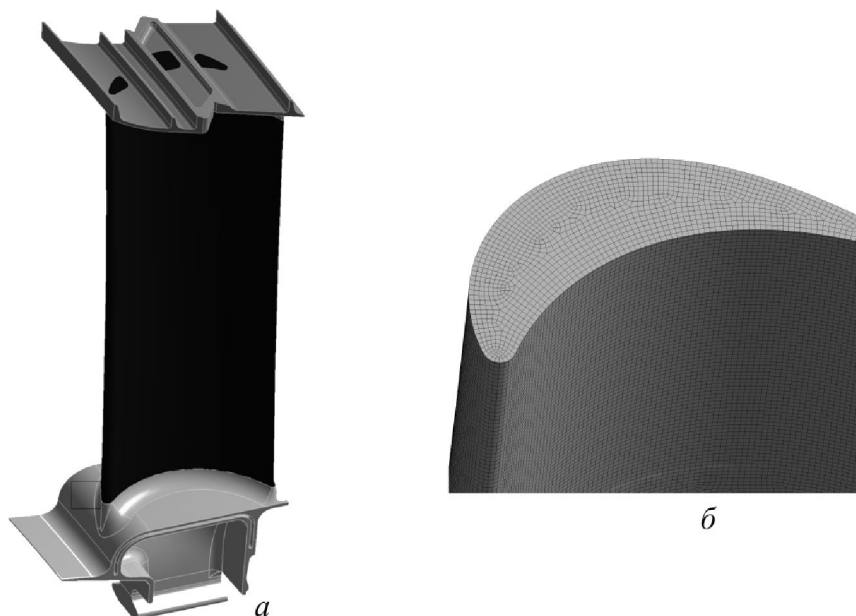


Рис. 2. Исходная модель исследуемой лопатки (а) и фрагмент конечно-элементной модели (б)

В программе-оптимизаторе на каждой итерации последовательно решались две задачи: статическая и динамическая. В рамках первой задачи определялась податливость лопатки и её потенциальная энергия деформирования, во второй – значения первых шести собственных частот колебаний.

В результате решения задачи оптимизации с учётом приложенных нагрузок и ограничений получено распределение условной плотности, на основе которой

выделен объём, подлежащий исключению из модели лопатки (рис. 3). Этот результат можно рассматривать как предварительную концептуальную модель.

Необходимо отметить, что интерпретация результатов является достаточно сложной задачей [9, 10]. Настройку преобразования конечно-элементной модели к твёрдотельной можно осуществлять с помощью различных коэффициентов, что окажет существенное влияние на итоговую конструкцию.

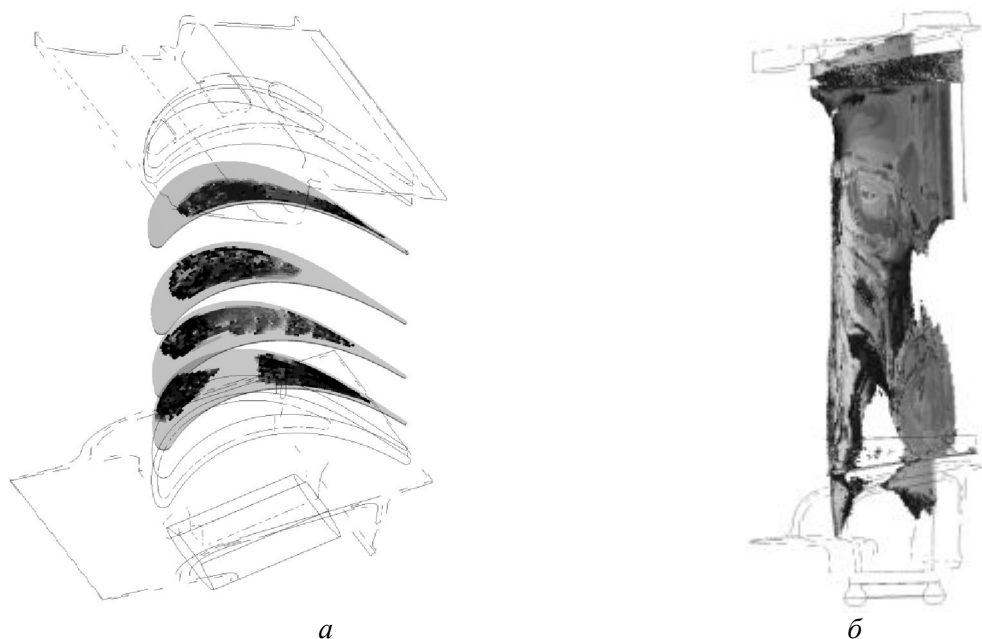


Рис. 3. Распределение условной плотности материала в сечениях лопатки (а) и объём, подлежащий исключению (полость лопатки) (б)

В результате конструкторской проработки предварительной концептуальной модели, направленной в основном на сглаживание полученных поверхностей и удаление материала с условной плотно-

стью менее 0.3, сформирована твёрдая концептуальная модель лопатки (рис. 4), для которой выигрыш в массе по сравнению с исходной моделью сплошной лопатки составил 34%.

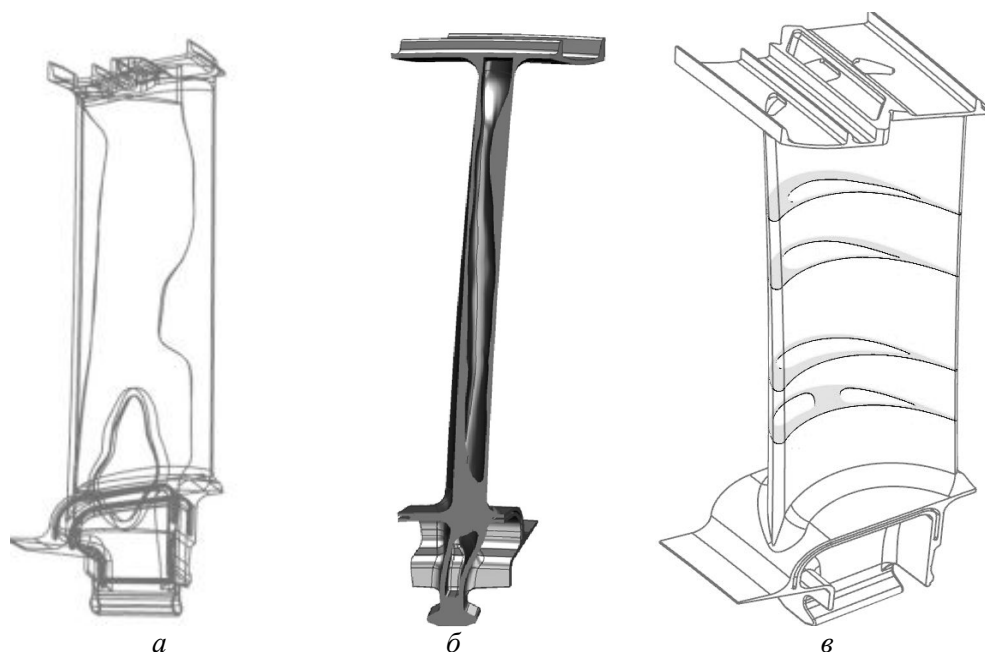


Рис. 4. Проволочная модель окончательной конструкции (а) и вид нескольких сечений: перпендикулярно осевому (б) и радиальному (в) направлению

Для полученной конструкции лопатки рассчитаны местные запасы по длительной статической прочности и запасы по несущей способности, значения кото-

рых выше значений, заданных нормирующими документами.

Дальнейшая конструкторская проработка полученной концептуальной модели

должна быть направлена на обеспечение технологических возможностей изготовления.

Обсуждение результатов

Применённая в данной работе программа ТО позволяет делать тонкую настройку частотного спектра лопаток ГТД, не изменяя её профильную часть. С помощью данного подхода можно получить лопатку существенно меньшей массы по сравнению с исходным вариантом и эффективно провести частотную отстройку от наиболее опасных резонансных режимов, которые могут быть вызваны неоднородностью потока той или иной природы.

Кроме того, иногда требуется «развести» частоты собственных форм колебаний, например, из-за опасности возникновения флаттера (близость по частоте изгибной и крутильной форм колебаний). При этом «вручную» достаточно сложно точно определить нужные мероприятия. ТО позволяет обойти данную проблему и получить готовое решение на основании строгих ограничений по значениям собственных частот за счёт перераспределения «начинки» лопатки.

В качестве недостатков используемого подхода к проектированию неохлаждаемой рабочей лопатки стоит отметить, что выигрыш в массе по сравнению с исходной моделью сплошной лопатки составил 34%, что ниже выигрыша по сравнению с полностью полой лопаткой (50%). Однако полая конструкция чаще всего недостаточно жёсткая и прочная, что может привести к появлению недопустимых динамических процессов в условиях эксплуатации.

Дополнительной проблемой является изменение значений характеристик, в том числе прочностных, при сглаживании конструкции и преобразовании предварительной в твёрдотельную концептуальную модель. Так, в данном примере при этом преобразовании максимальное изменение

значений собственных частот колебаний достигло 8%.

Ввиду того, что напряжения и запасы прочности оценивались на уже разработанной концептуальной модели лопатки, их значения могут превышать предельно допустимые для данной конструкции. Для уменьшения уровня напряжений после ТО следует применить оптимизацию формы (shape optimization), которая принципиально отличается от ТО тем, что в рамках заданной неизменной топологии могут изменяться границы конструкции.

В дальнейшем необходимо разработать подходы как для более точной отстройки с использованием диаграммы Кэмбелла, с учётом влияния податливости диска и взаимодействия бандажных полок между собой, так и конструкторской проработки моделей [10].

Несмотря на то, что методы АТ изготовления сложных деталей открывают широкие возможности конструирования, тем не менее, и для этих методов тоже существуют технологические ограничения, которые необходимо прорабатывать с учётом применяемого оборудования и метода изготовления, будь то технология селективного послойного лазерного спекания или прямой метод лазерного сплавления.

Первый класс технологий, основанный на спекании определённой части насыпанного во всём рабочем объёме установки слоя порошка, в случае больших наклонов частей конструкции позволяет одновременно с самой конструкцией строить поддерживающие её структуры, которые впоследствии удаляются. Полученные таким способом конструкции должны иметь отверстия для удаления лишнего порошка из полостей.

Второй класс технологий, в котором порошок подаётся непосредственно в зону сплавления или спекания лазерным лучом, не позволяет получить горизонтально (или под большим углом) расположенные части конструкции в процессе её выращивания. Допустимые углы наклона

обусловлены возможностями поворотов стола оборудования.

Часть программ-оптимизаторов позволяет учитывать названные особенности технологических процессов и некоторые другие технологические ограничения, такие как минимальный и максимальный размеры, симметричность конструкции, характеристики используемого порошка и т.д., которые существуют в зависимости от ограничений оборудования для аддитивных технологий и сырья. Такие ограничения могут быть даны при детальной оптимизации полученной концептуальной модели для того, чтобы зоны, которые невозможно изготовить выбранным методом, «пенализировались».

В технической литературе вопрос подготовки конструкции к изготовлению методами аддитивных технологий представлен слабо, однако можно отметить работу [11], где рассмотрена задача проектирования поддержек, а также работу [12], где исследуются ограничения в зависимости от необходимой геометрии.

Разработанная модель лопатки в своей нижней части в прикорневой области профиля и зоне трактовой полки имеет

утолщение, под которым находится полость, а на торцевой части – отверстия. Данная лопатка может быть изготовлена методом послойного лазерного спекания. Оставшийся после процесса изготовления порошок может быть удалён через упомянутые выше отверстия.

Заключение

Анализ полученных результатов показал возможность применения топологической оптимизации при проектировании неохлаждаемых лопаток турбин, в том числе, с целью их изготовления методами аддитивных технологий.

Объединение новых подходов к проектированию и технологий производства, наряду с использованием новых материалов, может позволить существенно повысить характеристики деталей, узлов и изделий в целом.

Авторы выражают благодарность Мартынову А.В. за помощь в конструкторской проработке лопаток и Бортникову А.Д. за консультации.

Библиографический список

1. Emmelmann C., Petersen M., Kranz J., Wycisk E. Bionic lightweight design by laser additive manufacturing (LAM) for aircraft industry // Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering. 2011. V. 8065. Article number 80650L-80650L-12. doi: 10.1117/12.898525
2. Tomlin M., Meyer J. Topology optimization of an additive layer manufactured (ALM) aerospace part // Proceeding of the 7th Altair CAE technology conference. 2011. P. 1-9.
3. Brackett D., Ashcroft I., Hague R. Topology optimization for additive manufacturing // 22nd annual international solid freeform fabrication symposium. 2011. P. 348-362.
4. Seppälä J., Hupfer A. Topology optimization in structural design of a LP turbine guide vane: potential of additive manufacturing for weight reduction // ASME Turbo Expo 2014: Turbine technical conference and exposition. 2014 V. 7A. doi: 10.1115/GT2014-25637
5. Болдырев А.В., Комаров В.А. Автоматизация конструирования летательных аппаратов: электронное учеб. пособие. Самара: СГАУ, 2012. 123 с.
6. Rozvany G.I.N. A critical review of established methods of structural topology optimization // Structural and Multidisciplinary Optimization. 2009. V. 37, no. 3. P. 217-237. doi: 10.1007/s00158-007-0217-0
7. Сысоева В. В., Чедрик В. В. Алгоритмы оптимизации топологии силовых конструкций // Учёные записки ЦАГИ. 2011. Т. 42, № 2. С. 91-102.

8. Kober M., Klauke T., Kühhorn A., Lenk O. Topology-optimized intermediate casing of aero engine and comparative evaluation of titanium and composite architecture in terms of load capacity and weight reduction // ASME Turbo Expo 2008: Power for land, sea and air. 2008. V. 5, Iss. PART A. P. 69-79. doi: 10.1115/GT2008-50644

9. Dassault Systèmes SIMULIA Tosca Structure Documentation.

10. Cook D. et al. Automatic Generation of Strong, Light, Multi-Functional Structures from FEA Output // Proceedings of the 21st Annual International Solid Freeform Fabrication (SFF) Symposium. Austin, Texas. 2010.

11. Strano G., Hao L., Everson R.M., Evans K.E. A new approach to the design and optimization of support structures in additive manufacturing // The International Journal of Advanced Manufacturing Technology. 2013. V. 66, no. 9-12. P. 1247-1254. doi: 10.1007/s00170-012-4403-x

12. Brecher C., Schmidt S., Fiebig S. Maximum member sizes and multiple concurrent optimization paths within a binary material topology optimization method // Proc. of 10th World Congress on structural and multidisciplinary optimization. May 19 - 24, 2013, Orlando, Florida, USA.

Информация об авторах

Васильев Борис Евгеньевич, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, отделение динамики и прочности авиационных двигателей, Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, г. Москва. E-mail: b_vasilyev@ciam.ru. Область научных интересов: монокристаллические лопатки турбин, анизотропия, статическая прочность и циклическая прочность лопаток турбин, методы проектирования.

Магеррамова Любовь Александровна, доктор технических наук, старший научный сотрудник, начальник сектора отделения «Динамика и прочность авиационных двигателей», Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, г. Москва. E-mail: lamagerramova@mail.ru. Область научных интересов: анализ прочности деталей и узлов авиационных двигателей, методы изготовления деталей авиационных двигателей, включая горячее изостатическое прессование и аддитивные технологии.

ANALYSIS OF THE POSSIBILITY OF USING TOPOLOGY OPTIMIZATION IN THE DESIGN OF UNCOOLED TURBINE ROTOR BLADES

© 2015 B. E. Vasilyev, L. A. Magerramova

Central institute of aviation motors named after P.I. Baranov, Moscow, Russian Federation

This paper discusses a novel approach of gas turbine rotor blade design in order to take full advantage of rapidly developing additive manufacturing. It is necessary to implement new numerical optimization methods, such as topology optimization, in the design process in order to reduce weight by eliminating unnecessary material. As an example, topology optimization is conducted to find the optimal geometry of typical low-pressure turbine uncooled blade to ensure meeting the requirement of tuning out from the resonance frequencies of vibrations and obtaining minimum mass. As a result of optimization, potential weight reduction of 30% is obtained, while maintaining the blade profile. The check calculation results show the sufficiency of the safety margin values of the resulting blade design. In addition, the paper provides a description of the technological constraints of additive manufacturing and describes a possible method of the resulting blade manufacturing. The results indicate a potential of using topology optimization in the design of uncooled turbine rotor blades with regard to additive manufacturing in order to reduce weight and control natural vibration frequencies. The symbiosis of additive manufacturing and topology optimization will make it possible to use the full potential of both technologies.

Additive manufacturing, topology optimization, turbine rotor blades.

References

1. Emmelmann C., Petersen M., Kranz J., Wycisk E. Bionic lightweight design by laser additive manufacturing (LAM) for aircraft industry. *Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering*. 2011. V. 8065. Article number 80650L-80650L-12. doi: 10.1117/12.898525
2. Tomlin M., Meyer J. Topology optimization of an additive layer manufactured (ALM) aerospace part. Proceeding of the 7th Altair CAE technology conference. 2011. P. 1-9.
3. Brackett D., Ashcroft I., Hague R. Topology optimization for additive manufacturing. *22nd annual international solid freeform fabrication symposium*. 2011. P. 348-362.
4. Seppälä J., Hupfer A. Topology optimization in structural design of a LP turbine guide vane: potential of additive manufacturing for weight reduction. *ASME Turbo Expo 2014: Turbine technical conference and exposition*. 2014 V. 7A. doi: 10.1115/GT2014-25637
5. Boldyrev A.V., Komarov V.A. *Avtomatizacija konstruirovaniya letatel'nykh apparatov* [Computer-aided aircraft design and construction: electronic study guide. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2012. 123 p.
6. Rozvany G. I. N. A critical review of established methods of structural topology optimization. *Structural and Multidisciplinary Optimization*. 2009. V. 37, no. 3. P. 217-237. doi: 10.1007/s00158-007-0217-0.
7. Sysoeva V.V., Chedrik V.V. Algorithms for structural topology optimization. *TsAGI Science Journal*. 2011. V. 42, no. 2. P. 259-274. doi: 10.1615/TsAGISciJ.v42.i2.90
8. Kober M., Klauke T., Kühhorn A., Lenk O. Topology-optimized intermediate casing of aero engine and comparative evaluation of titanium and composite architecture in terms of load capacity and weight reduction. *ASME Turbo Expo 2008: Power for land, sea and air*. 2008. V. 5, Iss. PART A. P. 69-79. doi: 10.1115/GT2008-50644
9. Dassault Systèmes SIMULIA Tosca Structure Documentation.
10. Cook D. et al. Automatic Generation of Strong, Light, Multi-Functional Structures from FEA Output. *Proceedings of the 21st Annual International Solid Freeform Fabrication (SFF) Symposium*. Austin, Texas. 2010.
11. Strano G., Hao L., Everson R.M., Evans K.E. A new approach to the design and optimization of support structures in additive manufacturing. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*. 2013. V. 66, no. 9-12. P. 1247-1254. doi: 10.1007/s00170-012-4403-x
12. Brecher C., Schmidt S., Fiebig S. Maximum member sizes and multiple concurrent optimization paths within a binary material topology optimization method. *Proc. of 10th World Congress on structural and multidisciplinary optimization*. May 19 - 24, 2013, Orlando, Florida, USA.

About the authors

Vasilyev Boris Evgenievich, Candidate of Science (Engineering), Senior Researcher, Department of Dynamics and Strength of Aviation Motors, Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov, Moscow, Russian Federation. E-mail: b_vasilyev@ciam.ru. Area of Research: turbine blades, design, creep, LCF, anisotropy of single-crystal Ni-based superalloys.

Magerramova Liubov Alexandrovna, Doctor of Science (Engineering), Senior

Researcher, Head of Sector, Department of Dynamics and Strength of Aviation Engines, Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov, Moscow, Russian Federation. E-mail: lamagerramova@mail.ru. Area of Research: strength analysis of parts and assemblies of aircraft engines, methods of manufacturing aircraft engine parts including hot isostatic pressing and additive technologies.