УДК 678.027

ПРИМЕНЕНИЕ МНОГОУРОВНЕВОГО ПОДХОДА ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОРОТКОАРМИРОВАННЫХ КОМПОЗИТОВ

© 2018 Е.И. Куркин, М.О. Спирина, С.Н. Шапошников, Н.М. Макурин

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

Статья поступила в редакцию 10.12.2018

В работе представлена методика проектирования трехмерных пространственно-нагруженных конструкций аэрокосмического назначения из короткоармированных композиционных материалов. Силовая схема конструкции получена с помощью топологической оптимизации. Проведен учет технологических ограничений, накладываемых изготовлением изделия с помощью литья. Представлено проектирование литьевой оснастки и доработки конструкции с помощью параметрической оптимизации. Поверочный расчет напряженно-деформированного состояния проведен в ANSYS Workbench с подключением Digimat CAE для учета анизотропии свойств материала в каждом элементе сетки.

Ключевые слова: композиционный материал, кронштейн навески, короткие волокна, напряженно-деформированное состояние.

> Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 16-31-60093 мол_а_дк.

ВВЕДЕНИЕ

В работе представлена и отработана методика решения задачи по проектированию пространственного кронштейна аэрокосмического назначения из полимерного короткоармированного композиционного материала. Проектирование кронштейна производилось с применением топологической и параметрической оптимизации, многоуровневого подхода с целью уменьшения его массы при удовлетворении требований прочности.

На сегодняшний день практически каждый современный летательный аппарат имеет в конструкции элементы, которые выполнены из композитов [1]. В самолете MC-21 среди обще-го распределения материала в конструкции планера 31% составляют композиционные [2]. Применение армированных композиционные [2]. Применение армированных композиционных материалов позволяет изготавливать из них геометрически сложные, пространственно-на-груженные конструкции [3]. Для определения силовой схемы таких конструкций успешно применяется метод топологической оптими-*Куркин Евгений Игоревич, кандидат технических наук, доцент кафедры конструкции и проектирования лета-тельных аппаратов. Е-mail: eugene.kurkin@mail.ru*

пельных итператов, в-тап, сидене,канкт@тап.та Спирина Мария Олеговна, инженер кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов.

E-mail: maryspirina@gmail.com

Шапошников Сергей Николаевич, аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов. *E-mail: sergeischaposchnikov@gmail.com*

Макурин Николай Михайлович, магистрант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов. E-mail: makurin_nm@mail.ru

зации. Алгоритм использования тела переменной плотности предложен В.А. Комаровым в 1976 году [4] и подробно описан в работе [5]. Идея использования пористого специфического материала с переменными прочностными и упругими свойствами также представлена в исследованиях [6, 7, 8, 9]. Оптимизация распределения материала в континуальной модели позволяет определить конструкцию, которой соответствует рациональная, с точки зрения передачи усилий, силовая схема объекта [10]. Результатом топологической оптимизации является распределение плотности материала по элементам сетки, на основе которого может быть построена фасеточная геометрия силовой схемы конструкции. Обработка результатов топологической оптимизации и построение на ее основе трехмерной геометрической модели изделия является отдельной трудоемкой задачей [11]. Сложные пространственно-нагруженные конструкции могут быть изготовлены из короткоармированных композиционных материалов методом инжекционного литья в рамках одного технологического процесса. Параметрическая оптимизация позволяет определять параметры отдельных элементов конструкции при определенной ранее силовой схеме конструкции [10]. Возможность непролива изделия накладывает при этом технологические ограничения на минимальную толщину стенок конструкции [12].

Жесткость и прочность композиционных материалов во многом определяется ориентацией армирующих волокон, что обуславливает необходимость применения высокоточного математического моделирования при проектировании высоконагруженных конструкций, изготавливаемых методом инжекционного литья [13, 14, 15, 16]. Анизотропный характер короткоармированного композиционного материала предполагает применение многоуровневого подхода при проектировании изделия – т.е. последовательного совместного моделирования всех стадий производства и эксплуатации изделия. В многоуровневой математической модели материала ориентация волокна задается тензором ориентации [17, 18, 19]. В современных системах численного моделирования, таких как Digimat, Moldex3D ориентация волокна рассматривается как вероятностный процесс [20, 21].

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В качестве типового соединительного узла выбран высоконагруженный кронштейн, используемый для установки чувствительного элемента системы управления движением космического аппарата. На кронштейне последовательно устанавливаются термоплата системы терморегулирования и прибор. Максимальные нагрузки, действующие на выбранный узел, назначены в соответствии с перегрузками, возникающими на всех этапах жизненного цикла изделия. В качестве расчетной принята следующая схема расположения конструкции узла (рис. 1).



Рис. 1. Расчетная схема конструкции узла: 1– прибор; 2 – термоплата; 3 – узел; 4 – опора

Масса прибора составляет 15 кг, масса термоплаты 2 кг, масса кронштейна 1,5 кг. Максимальные нагрузки, действующие на выбранный узел, назначены в соответствии с перегрузками, возникающими на всех этапах эксплуатации изделия.

2. ТОПОЛОГИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ

Для выбора силовой схемы с учетом заданных требований может быть использована модель тела переменной плотности, вписанная в геометрические ограничения объекта [22]. Проектная область поиска силовой схемы определяется телом переменной плотности, заданным с учетом требований крепления кронштейна и передачи приложенных нагрузок. Из тела переменной плотности удалена часть материала для обеспечения доступа к болтам с учетом формы ключа (рис. 2).



Рис. 2. Проектная область – тело переменной плотности

Топологическая оптимизация проведена в ANSYS Topology Optimization. Она позволила снизить массу конструкции, обеспечив при этом заданные прочностные характеристики изделия. Фасеточная геометрия кронштейна, полученная в результате топологической оптимизации, представлена на рис. 3.



Рис. 3. Результат топологической оптимизации в ANSYS

Полигональная геометрия кронштейна, полученная в результате оптимизации в формате STL для дальнейшего расчета преобразована в программе Geomagic (рис. 4а), затем доработана в программном комплексе Solid Works (рис. 4б). Более подробно реализованная методика обработки результатов топологической оптимизации представлена в работе [23].

3. УЧЕТ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ОГРАНИЧЕНИЙ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ КОНСТРУКЦИИ УЗЛА АЭРОКОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Методом инжекционного литья конструкций из короткоармированных композиционных материалов, обуславливает необходимость



Рис. 4. Обработка результатов оптимизации: a) Geomagic Studio; б) SolidWorks

учета технологических ограничений при разработке трехмерной геометрической модели изделия. Принципиальная схема технологической оснастки представлена на рис. 5. Оснастка состоит из внутренней цилиндрической образующей, двух боковых поверхностей, двух крышек и двух знаков. Такая форма оснастки позволяет удовлетворить требованиям литья конструкции и разборки формы, максимально приблизив при этом форму изделия к силовой схеме, полученной в результате топологической оптимизации. Для обеспечения дополнительной жесткости, верхнее и нижнее основание кронштейна усилено вспомогательными ребрами. Их различная форма обусловлена технологией производства – прямые ребра возможно создать только с верхней стороны кронштейна, так как извлечение внутреннего стержня будет происходить вниз, в силу наличия конусности внутреннего контура.

a)

Использование трехмерной геометрической модели изделия, заданной параметрически, позволяет наиболее точно повторить силовую схему конструкции и уточнить размеры сечений элементов кронштейна.

4. ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ УЗЛА АЭРОКОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Параметрическая модель (рис. 6) построена в системе Siemens NX таким образом, что каждый элемент детали моделируется отдельно от остальных и задаются одним параметром, определяющим поперечное сечение элемента. Параметрическая оптимизация кронштейна выполнена в среде ANSYS Workbench. Оптимальные значения параметров представлены в таблице 1.

После проведения параметрической оптимизации вначале проведен поверочный расчет



Рис. 5. Принципиальная схема оснастки: 1 – кронштейн (в сечении показан не разрезанным), 2 – верхняя панель оснастки, 3 – основная форма для литья, 4 – нижний знак, 5 – нижняя панель оснастки, 6 – втулка литника, 7 – центральная часть оснастки цилиндрической формы, 8 – верхний знак



Рис. 6. Основные параметры модели

Параметр	Диапазон, мм	Значение, мм	
			После оптимизации
		До параметрической	с учетом
		оптимизации	технологических
			ограничений
а – толщина	2 14	10	13
основания			
b – толщина ребра	6 20	20	18
с – толщина стержня	3 16	8	7
d – толщина верхней	1 19	5	7
мембраны			
е – толщина нижней	1 19	5	7
мембраны			
f – толщина стенки	19	2	4

Таблица 1. Параметры трехмерной геометрической модели кронштейна

напряженно-деформированного состояния конструкции в изотропной постановке. Обнаружено, что в местах крепления кронштейна напряжения значительно превосходят допустимые (рис. 7). Для снижения напряжений в конструкцию кронштейна добавлены металлические втулки (рис. 8). Втулка имеет цилиндрическую форму с верхним, нижним и центральными ребрами.



Рис. 7. Концентрация эквивалентных напряжений по Мизесу в местах крепления, МПа

Для снижения напряжений в подошвах, вызванных моментами от реакций в ребрах и стенках, последние были максимально смещены к местам крепления. Это позволило уменьшить ширину центральных стенок.

В результате поверочного расчета в изотропной постановке выявлены места избытка материала с минимумом напряжений во всех расчетных случаях (рис.9). Исключение материала из таких мест позволило снизить массу изделия.

Особое внимание было уделено месту стыка подошвы и основных ребер детали. Именно в этом месте концентрация напряжений достигала максимума. Был проведен расчет для двух вариантов этого стыка (рис. 10). Результат поверочного расчета для каждого из вариантов показал, что наименьшее напряжение возникает в варианте с фаской. Геометрическая модель спроектированного кронштейна представлена на рис. 11. Характеристики полученной модели: объем детали – 342 см³; масса без втулок – 0,3975 кг; масса со втулками – 0,4351 кг.



Рис. 8. Разрез кронштейна в месте установки втулки (а) и форма втулки (б)



Рис. 9. Пример области минимальных напряжений (а) и результат доработки (б)



Рис. 10. Эквивалентные напряжения по Мизесу (МПа) при использовании а) фаски; б) скругления



Рис. 11. Трехмерная геометрическая модель спроектированного кронштейна

5. УЧЕТ АНИЗОТРОПИИ МАТЕРИАЛА ПРИ РАСЧЕТЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ

Расчет напряженно-деформированного состояния соединительного узла аэрокосмического назначения в процессе его эксплуатации проведен на основе многоуровневой математической модели, учитывающей анизотропию свойств композиционного материала. Схема и описание многоуровневого подхода представлены в статье [24].

В системе Digimat (модули MF и MX) на основе обработки экспериментальных данных по определению жесткости и прочности плоских образцов вдоль, поперек и по диагонали к направлению литья построена модель механических характеристик анизотропного композиционного материала состоящего из связующего Т-26 ИНУМиТ, армированного короткими угольными волокнами.

Тензор ориентации армирующих волокон определяется путем математического моделирования процесса литья изделия в системе Moldex3D [25]. С помощью модуля DIGIMAT MAP проводится перенос компонент тензора ориентации волокон с сетки гидродинамического расчета на сетку расчета напряженно-деформированного состояния. Сетка для расчета напряженно-деформированного состояния может включать не всю область литья, тем самым моделируя процесс вырезки изделий и удаления технологических элементов заготовки (рис. 12).



Рис. 12. Перенос ориентации волокон с помощью DIGIMAT MAP

Расчет напряженного-деформированного состояния анизотропной конструкции проводится в модуле ANSYS Mechanical при нагрузках, определяемых случаем с максимальной перегрузкой. Данные об анизотропии свойства материала в каждом элементе учитываются в Digimat CAE и автоматически передаются в ANSYS с помощью DigimatWizard. Результаты расчета представлены на рисунке 13.

Для предсказания прочности кронштейна применен критерий Цая-Хилла в трансверсально-изотропной постановке. Критерий хорошо показал себя при описании прочности проушин из короткоармированного композиционного материала [26]. Разрушение ячейки представительного объема определяется средним или средневзвешенным критерием, который определяет долю разрушенных псевдо-зерен по отношению к общему их количеству (разрушенным псевдо-зерном считается то, критерий разрушения которого превысил 1). В случае Т26 СF ячейка представительного объема разбивалась на 12 псевдо-зерен, а разрушение наступало при разрушении 75 % всех псевдо-зерен. Для прогнозирования прочности также использована модель первого разрушенного псевдо-зерна (FPGF) для армированных пластиков, когда разрушенное зерно исключается из расчета. На рис. 14 представлены значения критериев FPGF и критерия текучести в спроектированном кронштейне. Значения критериев близки. Светлые места на рисунках показывают места разрушения конструкции.

выводы

В статье представлена методика проектирования трехмерных пространственно-нагруженных конструкций аэрокосмического назначения из короткоармированных композиционных материалов. Наличие технологических ограничений при производстве изделий методом литья обуславливает существенное изменение геометрии изделия по сравнению с силовой схемой, полученной с помощью топологической оптимизации. Параметрическая оптимизация позволяет уточнить размеры элементов конструкции после учета структуры литьевой формы. Использование многоуровневого подхода



Рис. 13. Поверочный расчет конструкции с учетом анизотропии свойств материала: а) модуль перемещения, мм; б) эквивалентные напряжения по Мизесу, МПа



Рис. 14. Критерии: а) FPGF; б) критерий текучести

позволяет проводить учет анизотропии материала при проведении поверочного расчета и использовать критерий прочности Цая-Хилла для трансверсально-изотропных тел, подходящем для прогнозирования несущей способности конструкций из короткоармированных материалов. Критерий прочности Цая-Хилла в постановке FPGF хорошо согласуется с критерием начала текучести материала.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1. Гуняев Г.М., Кривонос В.В., Румянцев А.Ф., Железина Г.Ф. Полимерные композиционные материалы в конструкциях летательных аппаратов // ВИАМ/2003-203958 «Конверсия в машиностроении». 2004. №4
- Савин С.П. Применение современных полимерных композиционных материалов в конструкции планера самолетов семейства МС-21 // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2012. Т.14. №4(2). С.686-693
- Fu S-Y, Lauke B, Mai Y-W. Science and engineering of short fibre reinforced polymer composites // Cambridge: Woodhead Publishing Limited; 2009. 364 c.
- Комаров В.А. Рациональное проектирование силовых авиационных конструкций: Дис.... докт. техн. наук. – Московский авиац. ин-т – М., 1976.– 329 с.
- Komarov V.A., Boldyrev A.V., Kuznetsov A.S., Lapteva M.Yu. Aircraft design using a variable density model. // Aicraft Engineering and Aerospace Techology: An Int Journal, 84 (3) (2012), pp. 162-171
- Bendsoe M.P., Kikuchi N. Generating optimal topologies in structural design using a homogenization method // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. 1988. V. 71. – P. 197–224.
- Eschenauer H.A., Olhoff N. Topology optimization of continuum structures: A review // Appl. Mech. Rev. 2001. V. 54. – P. 331–389.

- Bendsøe, M.P., Sigmund O. Topology optimization: Theory, methods and applications. // B.; L.; N.Y.: Springer, 2003. – 370 p.
- 9. *Bendsøe, M.P., Sigmund O.* Material interpolation schemes in topology optimization // Archive of Applied Mechanics. 1999. P. 635-654.
- Болдырев А.В., Комаров В.А. Проектирование крыльев летательных аппаратов с использованием 3D-моделей переменной плотности // Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т. С.П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Электрон.текстовые и граф. дан. - Самара, 2011
- Максимов П.В., Фетисов К.В. Анализ методов доработки конечно-элементной модели после топологической оптимизации // Международный научно-исследовательский журнал. — 2016. — № 9 (51) Часть 2. — С. 58—60.
- Барвинский И.А., Барвинская И.Е. Проблемы литья под давлением изделий из ПМ: неустойчивое заполнение формы // Полимерные материалы. 2009. № 8. С. 14–21.
- Хаймович И.Н., Ковалькова Е.А. Определение параметров инжекционного литья методом виртуального моделирования процесса // Известия Самарского научного центра Российской академии наук, 2015. — т17, №6(2). — С. 485-490
- Tseng, H.C., Chang R.Y., Hsu C.H. Numerical predictions of fi ber orientation and mechanical properties for injection-molded long-glass-fiber thermoplastic composites // Composites Science and Technology V. 150, 2017. – P. 181-186.
- Fu, S.Y., Mai B., Lauke, Y-W. Science and engineering of short fibre reinforced polymer composites// Cambridge: Woodhead Publishing Limited; 2009. – 364 p.
- Tseng, H.C. Chang R.Y., Hsu C.H. Improved fiber orientation predictions for injection molded fiber composites // Composites Composites: Part A. V. 99, 2017. – P. 65–75.
- 17. *Акивис М.А., Гольдберг В.В.* Тензорное исчисление. — М.: Наука, 1969. — 352 с.

- Восоркин А.С. Применение систем моделирования при проектировании изделий из полимерных композиционных материалов // Известия ВУЗов. Приборостроение СПб.: Изд-во СПбГУ ИТМО, т.57 N 8. 2014г. С.456.
- Phelps, J. H., Tucker III C. L. An anisotropic rotary diffusion model for fiber orientation in shortand long-fiber thermoplastics // Journal of Non-Newtonian Fluid Mechanics V. 156, Issue 3.- 2009.- P. 165-176
- Doghri, I., Tinel L. Micromechanical modeling and computation of elasto-plastic materials reinforced with distributed-orientation fibers // International Journal of Plasticity, V. 21, 2005.- P. 1919–1940
- 21. *Yalin, Yu Zhang Boming, Zhanwen Tang.* Stress transfer analysis of unidirectional composites with randomly distributed fibers using finite element method // Composites: Part B, V. 69, 2015.- P. 278–285
- Комаров В.А. Проектирование силовых схем авиационных конструкций // Актуальные проблемы авиационной науки и техники. М.: Машиностроение, 1984. С. 114–129.
- 23. Куркин Е.И., Спирина М.О., Азизов Р.Д. Опыт использования методов и программных продуктов топологической оптимизации при проектирова-

нии кронштейнов аэрокосмического назначения, изготавливаемых по аддитивным технологиям// материалы IV Международной конференции «Аддитивные технологии: настоящее и будущее» ФГУП «ВИАМ». – М. : ВИАМ, 2018. – 449 с.

- 24. Комаров В.А., Куркин Е.И., Спирина М.О., Чертыковцева В.О. Многоуровневая расчетно-экспериментальная система для анализа прочности и жесткости элементов конструкций из короткоармированных композитов // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2017. Т. 19. № 6.
- 25. Куркин Е.И., Чертыковцева В.О., Захваткин Я.В. Оценка влияния параметров литниковой системы на качество изготовления кронштейна аэрокосмического назначения из короткоармированных композитов // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2018. № 6. С. 101-106.
- 26. Комаров В.А., Куркин Е.И., Спирина М.О., Чертыковцева В.О. Многоуровневая расчетно-экспериментальная система для анализа прочности и жесткости элементов конструкций из короткоармированных композитов // Известия Самарского научного центра РАН. — 2017. — Т. 19. № 6. — С. 30 - 39.

USE OF THE MULTILEVEL APPROACH IN THE DESIGN OF THE SPATIAL STRUCTURES FROM SHORT-FIBRERS REINOFOCED COMPOSITES

© 2018 E.I. Kurkin, M.O. Spirina, S.N. Shaposhnikov, N.M. Makurin

Samara National Research University named after Academician S.P. Korolyov

The paper presents a technique for designing spatial loaded aerospace structures made of short-reinforced composite materials. The power circuit of design was obtained using topological optimization. An account of technological constraints imposed by the product manufacture by molding was done. The designing of injection molding equipment and the design refinement using parametric optimization is presented. The verification calculation of the stress-strain state was carried out in ANSYS Workbench coupled with Digimat CAE to take into account the anisotropy of the material properties in each grid element. The reported study was funded by RFBR according to the research project No. 16-31-60093 mol_a_dk. *Keywords:* composite material, hinge bracket, short fibers, stress-strain state.

Evgeny Kurkin, Candidate of Technics, Associate Professor of Aircraft Construction and Design Department. E-mail: eugene.kurkin@mail.ru Mariya Spirina, Engineer of Institute of Aeronautical Engineering. E-mail: maryspirina@gmail.com Sergey Shaposhnikov, Postgraduate of Aeronautical Engineering. E-mail: sergeischaposchnikov@gmail.com Nikolay Makurin, Student of Institute of Aeronautical Engineering. E-mail: makurin_nm@mail.ru