

УДК 539.3, 624.9

МЕХАНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОДКРЕПЛЕННОЙ И ТРЕХСЛОЙНОЙ ОБОЛОЧЕК НА ОСНОВЕ МЕТАМАТЕРИАЛОВ С УЧЕТОМ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ

© 2021 г. Е. В. Ломакин^{a,b}, С. А. Юргенсон^{b,*},
Б. Н. Федулов^{c,**}, А. Н. Федоренко^c

^a Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова, Москва, Россия

^b Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия

^c Сколковский институт науки и технологий, Москва, Россия

*e-mail: sjurg@yandex.ru

**e-mail: fedulov.b@mail.ru

Поступила в редакцию 08.03.2021 г.

После доработки 19.03.2021 г.

Принята к публикации 22.03.2021 г.

Традиционной конструкцией в авиационной технике является подкрепленная обшивка, которая для большинства конструкций представляет собой тонкую обшивку со стрингерным набором. В данной статье сравнивается поведение традиционной подкрепленной оболочки и конструкции из метаматериалов на основе разнесенных оболочек с подкрепленным набором на примере гермошпангоута магистрального самолета. Критерием оценки является обеспечение необходимого уровня остаточной прочности при достижении предельного состояния.

Ключевые слова: сферическая оболочка, трещиностойкость, модель развития трещины, подкрепленные оболочки

DOI: 10.31857/S0572329921060064

1. Введение. Оптимизация конструкции авиационной и космической техники является одним из основных направлений работы при проектировании. Целью оптимизации традиционно выступает вес конструкции, другим важным параметром обычно считается стоимость изготовления, но при этом также немаловажным фактором остаются требования к эксплуатационным расходам и ремонтпригодности. Факторы эксплуатационной технологичности могут выступать в том числе и в качестве главного критерия, т.к. суммарная стоимость эксплуатационных расходов и периодичность работ по обслуживанию авиационной техники могут значительно превысить привлекательность ее начальной стоимости.

Одним из элементов эксплуатационной технологичности является живучесть конструкции, т.е. способность конструкции выполнять задачи при наличии повреждений. Для авиационных конструкций основные требования к регламентированным повреждениям изложены в [1]. К таким повреждениям относятся:

- разрушение одного из элементов при многонаправленной передаче нагрузки;
- трещины в конструкции, в том числе разрушение стрингеров, поясов лонжеронов и других элементов;
- разрушение одного из элементов стыка;

- различные повреждения конструкций из композиционных материалов;
- коррозионные и ударные повреждения.

Данные повреждения необходимо учитывать при проектировании конструкции, при определении остаточной прочности и периодичности осмотров конструкции или локального места, где данное повреждение может возникнуть. Для обеспечения безопасной эксплуатации воздушного судна необходимо сформировать программу осмотров, которая определяет частоту проведения осмотров, условия их проведения и средства контроля. Периодичность осмотров определяется на основании оценки роста повреждения от минимального надежного обнаруживаемого размера до предельного.

Для конструкций из металлических материалов основным средством контроля являются визуальные средства контроля, поскольку во многих случаях развитие повреждения начинается с поверхности. Для композиционных конструкций развитие повреждений чаще начинается внутри материала, что приводит к необходимости применения большого количества инструментальных методов контроля и значительно увеличивает сроки проведения осмотров, а также негативно сказывается на стоимости жизненного цикла конструкции. Кроме того, наличие не обнаруживаемых повреждений накладывает дополнительные требования к прочности конструкции и повышает ее вес за счет снижения допустимых напряжений для обеспечения отсутствия роста повреждений.

В авиационной и космической технике применяются различные типы конструкций и материалов. Наиболее распространены два вида конструкций – подкрепленные оболочки и трехслойные конструкции (конструкции с сотовым наполнителем). Большой вклад в разработку таких конструкций, в том числе и сферических оболочек, которые встречаются в ракетной технике, внес Феодосьев В.И. [2]. Им были рассмотрены самые разнообразные задачи о прочности и предельных состояниях, некоторые динамические задачи [3, 4].

Подкрепленные панели либо оболочки состоят из тонкой обшивки и подкрепляющего силового набора, которые обеспечивают изгибную жесткость и повышают критические напряжения (сопротивляемость потере устойчивости).

Конструкции с сотовым или пенопластовым наполнителем имеют ряд недостатков, которые ограничивают объем их применения. К ним относятся повышенные требования к параметрам технологического процесса, наличие внутренних дефектов и их развитие в процессе эксплуатации, сложность в проектировании стыковочных зон.

Для минимизации недостатков сотовых конструкций разрабатываются различные варианты с периодическими структурами, которые бы позволили снизить вес конструкции при достижении необходимых характеристик прочности и жесткости конструкции. Одним из таких решений является конструкция А.И. Ендогура и др. [5, 6] с объемно-стержневым наполнителем, пирамидальным или вафельным наполнителем. Варианты разработанных конструкций представлены на рис. 1. Данная конструкция включает в себя обшивку и жесткие подкрепляющие элементы. Авторы при этом указывают на сложность изготовления таких конструкций, которые близки по своему строению к костным тканям человека, что может считаться одним из факторов оптимальности такой конструкции с точки зрения восприятия нагрузок.

Был разработан объемный наполнитель с типовым элементом в форме трех- или четырехугольной призмы, который изготавливается методом штамповки из листа с вырезанными отверстиями заданной формы [7]. Гайнудинов В.Г. и Александров А.Я. разработали вариант наполнителя, который заключается в вырезании из листа зигзагообразных заготовок с последующим их соединением с обшивками через шипы [8].

Данные решения обеспечивают изготовление объемно-стержневого наполнителя с учетом применения традиционных технологических решений, но при этом суммарная трудоемкость производства таких панелей выше, чем для панелей с сотовым наполни-

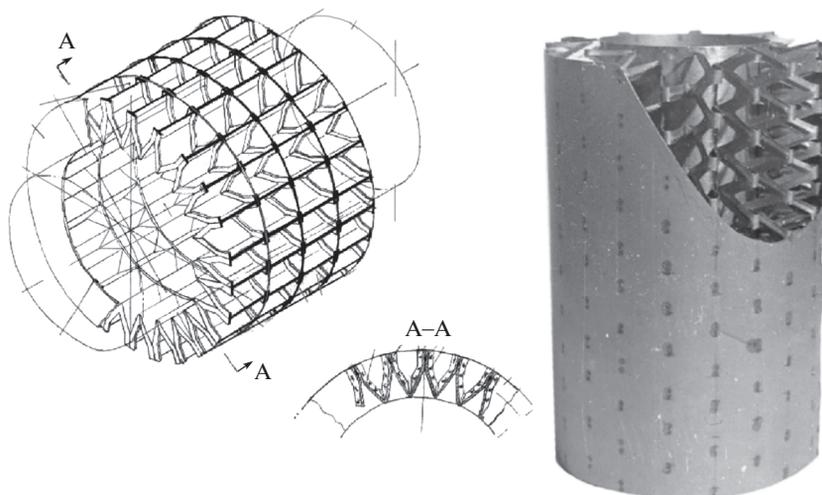


Рис. 1. Конструкции объемно-стержневых заполнителей А.И. Ендугура

телем. Отдельно необходимо упомянуть конструкции Васильева В.В., изготавливаемые из композиционных материалов, и представляющие собой сетчатую конструкцию, которая обеспечивает достаточно эффективные условия работы армирующих элементов [9].

Для решения задач оптимизации конструкции по обеспечению весового совершенства и повышения живучести конструкции предлагается рассмотреть конструкции на основе применения метаматериалов. Особенностью данных конструкций является наличие периодического подкрепляющего элемента, в котором, в отличие от конструкций с сотовым заполнителем, может варьироваться частота ребер (удельная плотность материала), в результате чего возможна оптимизация конструкции по условиям прочности. При этом, вследствие создания достаточно небольшой элементарной ячейки и связи компонентов между собой, достигается высокая живучесть такой конструкции – разрушение одного элемента заполнителя или отдельной ячейки обшивки не приводит к разрушению данной конструкции в связи с наличием конструктивной остановки роста трещин.

Предлагаемая конструкция представляет собой два металлических листа соединенных объемным заполнителем в виде гнутых лент [10–14] (рис. 2,б). Соединение элементов между собой возможно различными типами соединений (пайка, сварка, механический крепеж), при этом предпочтительным является сварное соединение, которое, несмотря на технологически более сложное исполнение и создание локальных концентраций напряжений, обеспечивает высокую скорость и качество соединения элементов. Стыковка панелей также возможна различными типами соединений, при этом для упрощения процесса сборки целесообразно использовать механический крепеж. Конструкция сформирована на основании результатов топологической оптимизации (рис. 2,а) и результатов предыдущих работ в части пространственного заполнителя [13, 4]. На рис. 2,а показаны стадии оптимизации конструкции во время работы алгоритма топологической оптимизации. В постановке задачи в качестве силовых факторов рассматривается два независимых взаимно перпендикулярных изгибающих момента.

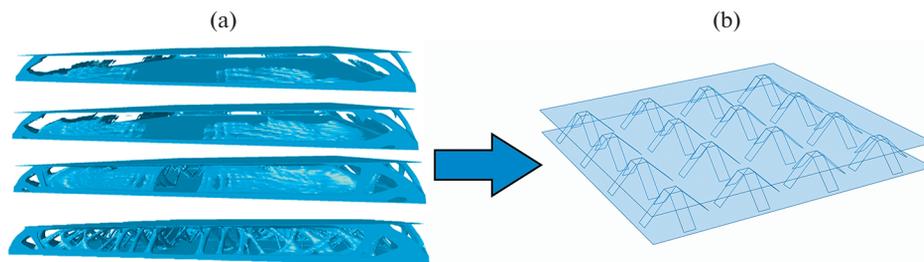


Рис. 2. (a) – этапы распределения материала в процессе оптимизации, (b) – схема предлагаемой конструкции

К преимуществам конструкций, построенных на принципах метаматериалов относятся:

- хорошие теплоизолирующие свойства;
- равномерная подкрепленность обшивок заполнителем;
- высокий коэффициент внутреннего поглощения энергии;
- выносливость таких конструкций превышает выносливость панелей стрингерных конструкций и повышается при уменьшении жесткости заполнителя на сдвиг;
- большой срок службы вследствие отсутствия заклепок, вызывающих концентрацию напряжений;
- возможность оптимизации прочностных характеристик путем соответствующего расположения заполнителя в конструкции.

Недостаток такой конструкции заключается в относительной сложности формирования стыковочных зон в конструкции и наличия внутренних полостей, которые могут являться очагами коррозионных повреждений при нарушении технологии изготовления конструкций.

В отличие от предложенных выше вариантов, конструкция с заполнителем в виде штампованных или гнутых лент металла проще с технологической точки зрения, при сохранении преимуществ объемного заполнителя.

Для восприятия сосредоточенных нагрузок возможно уплотнение периодической структуры и локальное использование утолщенных лент металла. В зонах опирания или стыковки используется более частое расположение армирующих элементов, в том числе с формированием тетрагональной решетки, аналогичной представленной выше.

В данной работе рассмотрен один из вариантов конструкций гермошпангоута с использованием метаматериалов для проведения сравнительного анализа и оценки возможности и эффективности их использования в авиационных конструкциях.

2. Задача проектирования гермошпангоута. В качестве примера конструкции с метаматериалом предлагается рассмотреть гермошпангоут магистрального самолета. Гермошпангоут работает на восприятие избыточного давления в салоне самолета. В общем виде он представляет собой сферическую обшивку с радиальными ребрами (рис. 3,а). В соответствии с [1], регламентированным повреждением для такой конструкции является трещина длиной 800–1000 мм, ориентированная в общем случае по действию максимальных напряжений.

Отдельно необходимо упомянуть возможность изготовления конструкции гермошпангоута из композиционных материалов. Решение на рис. 3,б обеспечивает снижение веса по сравнению с металлическим вариантом до 45% [15], но, как упоминалось выше, проигрывает по технологическим и эксплуатационным характеристикам.

В рамках данной работы рассматривается упрощенная конструкция гермошпангоута без учета технологических и эксплуатационных люков для прокладки коммуникаций, так как цель данной работы – это предварительная оценка возможности исполь-

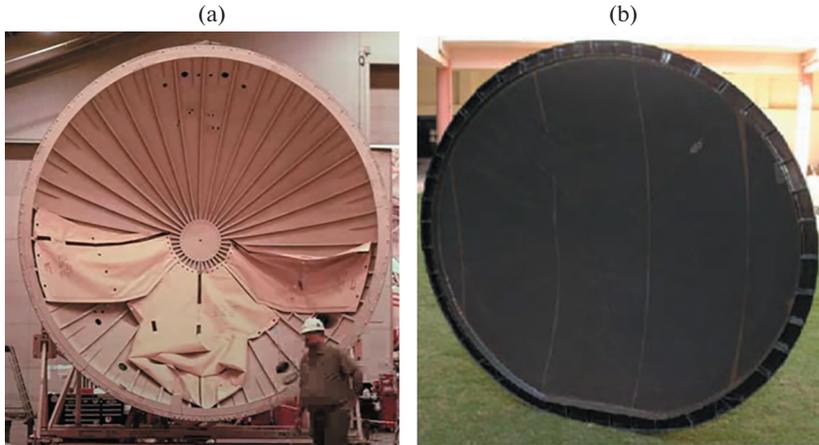


Рис. 3. (a) – Металлическая конструкция гермошпангоута; (b) – композиционная конструкция гермошпангоута

зования конструкций с метаматериалами в авиационной технике. Гермошпангоут выбран диаметром 3 м. Для классической конструкции толщина обшивки принята равной 1.5 мм. Конструкция гермошпангоута на основе метаматериала имеет аналогичные параметры кривизны и диаметра, а также обеспечен аналогичный вес конструкции за счет перераспределения веса между обшивками и наполнителем. Рассмотрены толщины обшивок предлагаемой конструкции 1 и 0.5 мм для внутренней и внешней соответственно.

На рис. 4 показана конструкция предлагаемого гермошпангоута из метаматериалов с периодическими ячейками, выполненными из листового алюминия с последующей сквозной лазерной сваркой. Данная структура является типовой и может быть оптимизирована с учетом действующих нагрузок от избыточного давления и сосредоточенных нагрузок (например, в случае крепления к данному шпангоуту узлов крепления киля).

В качестве расчетной нагрузки прикладывается эксплуатационное давление для оценки остаточной прочности конструкции после нанесения регламентированного повреждения в качестве трещины. В соответствии с требованиями АП-25 п. 25.365(а) [1], рассматривается нагрузка от перепада давления, составляющего 0.65 атм (65861 Н/м^2).

3. Моделирование нагружения гермошпангоута. Моделирование проводилось на основе метода конечных элементов. Использовались элементы типа оболочка с пониженной степенью интегрирования. В моделях использовались определяющие соотношения теории упругости для изотропных материалов с учетом геометрической нелинейности. Механические свойства, используемые при численном моделировании и анализе алюминиевых оболочек, приведены в табл. 1.

На рис. 5 показан общий вид используемых численных сеток. Характерный размер грани элемента равен 20 мм. Количество элементов в модели для классической конфигурации равно 31401, и 43910 для модели с предлагаемым подкреплением. На рис. 5,а показана численная сетка для классической конфигурации гермошпангоута, где выделенными линиями обозначены узлы, закрепленные по всем степеням свободы. Давление прикладывалось непосредственно на всю внутреннюю поверхность модели.

На рис. 6 изображены результаты расчета напряжений для классической конфигурации на основе подкреплений в форме стрингеров. В качестве заливки используется максимальное по толщине значение эквивалентных напряжений по Мизесу (МПа).

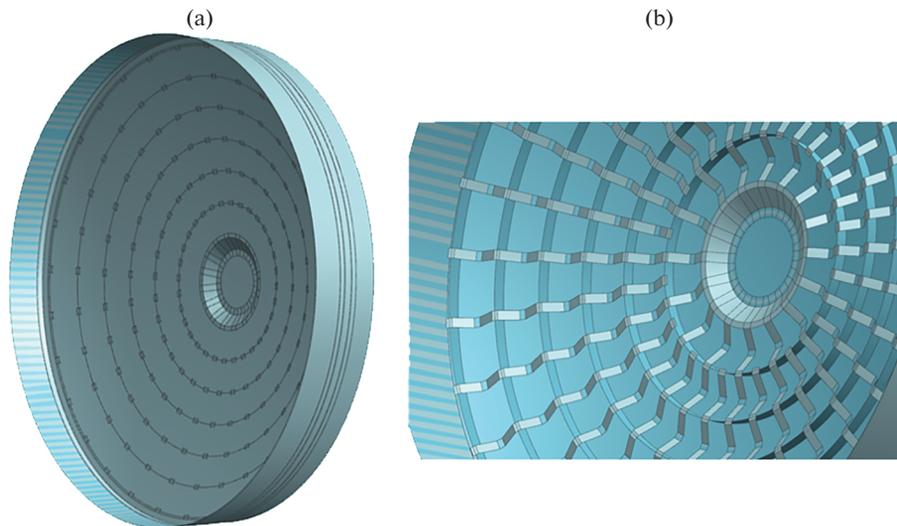


Рис. 4. Конструкция гермошпангоута с применением метаматериалов. (а) – общий вид, (б) – вид без одной обшивки

На рис. 7 изображены результаты расчета напряжений для предлагаемой конфигурации силовой сферической оболочки.

Следующий шаг – это сравнение надежности конструкций. Рассмотрим требуемый авиационными правилами случай – наличие радиальной трещины длиной от 800 до 1000 мм [1]. В расчетах предполагается, что в случае классической схемы армирования герметичность нарушена, но при этом разница давлений поддерживается принудительно. Во втором случае предположим, что давление перераспределилось с первой оболочки на внешнюю. На рис. 8,а изображены результаты расчета классической конфигурации на основе подкреплений в форме стрингеров с присутствием радиальной трещины. Рисунки 8,б и 8,с демонстрируют предлагаемую форму подкреплений, при этом в качестве цветовой заливки используется максимальное по толщине значение эквивалентных напряжений по Мизесу (МПа). Видно, что в классической конструкции напряжения локализованы в секторе с трещиной, при этом в предлагаемой конструкции напряжения распределены практически равномерно.

Напряжения в регулярных зонах не превышают предела текучести, но для оценки целостности конструкции необходимо также проанализировать условия роста трещины на основе критического значения коэффициента интенсивности напряжений, приведенного в табл. 1. В данной работе использован подход, основанный на вычислении контурных интегралов и определении на их основе значений коэффициентов интенсивности напряжений [17–21]. Величины K_{II} и K_{III} оказались на несколько по-

Таблица 1. Механические свойства алюминия [16]

Модуль Юнга (МПа)	71 000
К-т Пуассона	0.3
Предел текучести (МПа)	450
Критический коэффициент интенсивности напряжений K_c , МПа · м ^{1/2}	37.9

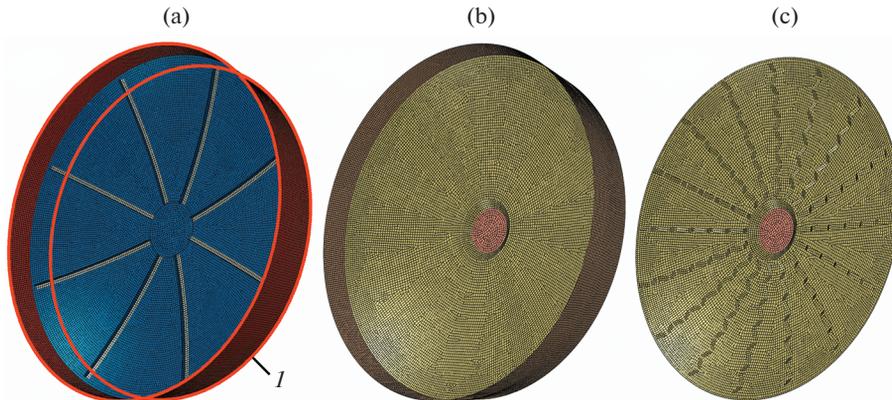


Рис. 5. Общий вид численной сетки. (a) – классическая конфигурация (1 – узлы, закрепленные в расчете), (b) – предлагаемая конфигурация, (c) – предлагаемая конфигурация (вид внутренней части)

рядков меньше предельных значений, что является характерным результатом для авиационных тонкостенных конструкций. Величины коэффициента интенсивности напряжений для нормального раскрытия трещины K_I , отнесенные к критическому значению K_C (табл. 1), представлены на рис. 9. Видно, что в классической конструкции практически достигается предел трещиностойкости, в то время как для предложенной конструкции значения коэффициентов интенсивности напряжений в несколько раз меньше для обеих вершин дефекта.

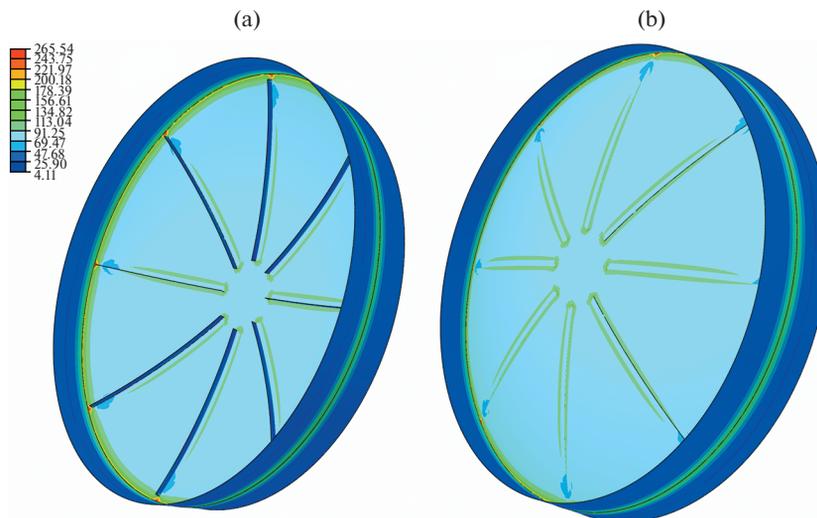


Рис. 6. Максимальное по толщине значение эквивалентных напряжений по Мизесу (МПа) для классической конфигурации. (a) – вид изнутри, (b) – вид с внешней стороны.

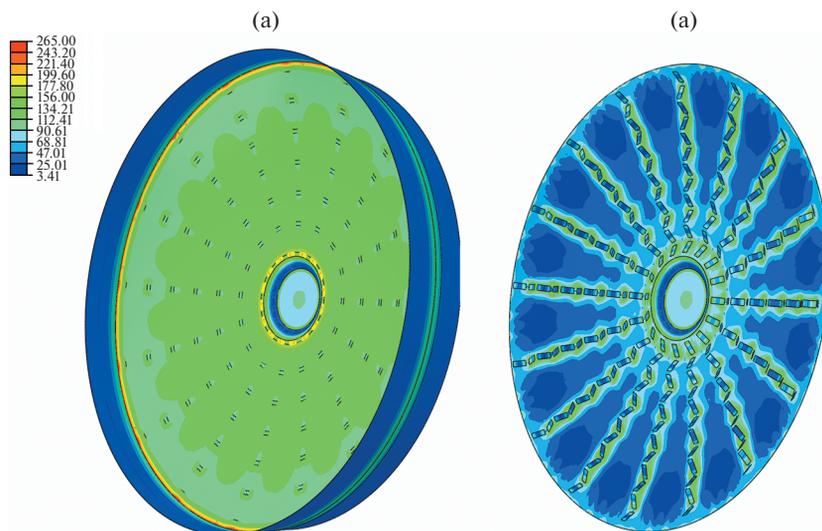


Рис. 7. Максимальное по толщине значение эквивалентных напряжений по Мизесу (МПа) для предлагаемой конфигурации. (а) – вид изнутри, (б) – внешняя часть оболочки.

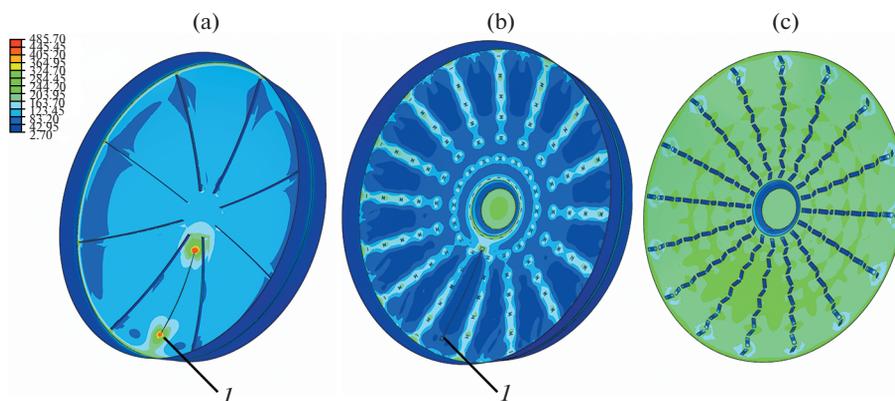


Рис. 8. Результат расчета при наличии трещины; в заливке использовано максимальное по толщине значение эквивалентных напряжений по Мизесу (МПа), *I* – трещина; (а) – классическая конфигурация, (б) – предлагаемая конфигурация, (с) – предлагаемая конфигурация, вид внутренней части

4. Заключение. В данной статье рассмотрены варианты конструкции герметичного шпангоута с регламентированным повреждением для оценки возможности использования в авиационных конструкциях метаматериала из гнутых листов алюминия с внешними обшивками. Проведен анализ роста трещины для традиционной и предлагаемой конструкций. При одинаковой массе двух вариантов конструкции гермошпангоута, в предложенном варианте удалось обеспечить существенно более высокую живучесть конструкции, оцениваемую на основе в разы меньших значений коэффици-

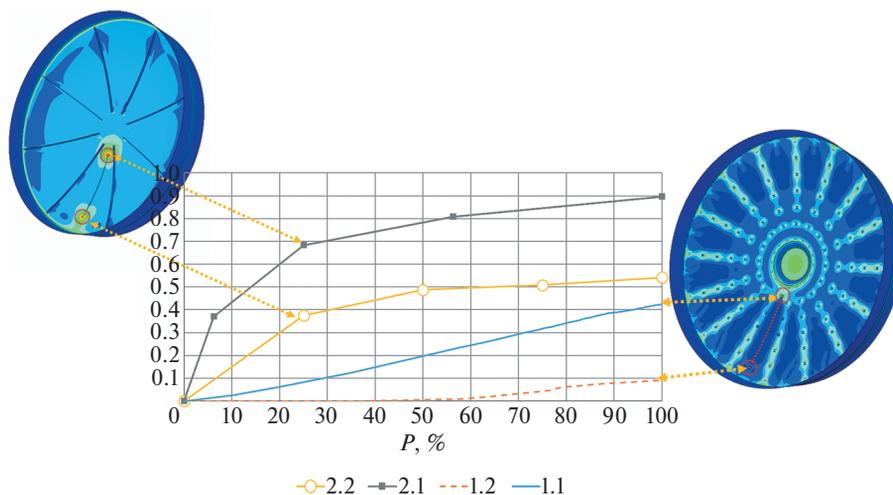


Рис. 9. Результат расчета коэффициентов интенсивности напряжений для классической конфигурации и для предложенной конструкции; 1.1 – внешняя вершина трещины классической конструкции, 1.2 – внутренняя вершина трещины классической конструкции, 2.1 – внешняя вершина трещины предложенной конструкции 2.2 – внутренняя вершина трещины предложенной конструкции; $P(\%)$ – процент от приложенного давления по требованию АП -25 [1] (0.65 атм)

ентов интенсивности напряжений в вершинах трещины, которые существенно ниже значений, полученных для традиционной конструкции.

На основе результатов проведенных исследований можно заключить, что элементы авиационных конструкций, полученные с использованием штамповки, лазерной сварки и других технических приемов при создании метаматериалов, могут эффективно применяться в авиационной технике. Наличие двух обшивок и периодической структуры в качестве заполнителя при этом обеспечивает высокую живучесть таких конструкций.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 20-11-20230).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Метод определения соответствия к пункту 25.571. Межгосударственный авиационный комитет. Авиационный регистр. Москва, МАК, 1996. 29 с.
2. Феодосьев В.И. Основы техники ракетного полета. М.: Наука, 1979. 496 с
3. Феодосьев В.И. К расчету гофрированных коробок (сильфонов) // Инж. сборник АН СССР. 1947. Т. 4. № 1. С. 137–149.
4. Феодосьев В.И. Об одном способе решения нелинейных задач устойчивости деформируемых систем // Прикладная математика и механика. 1963. Т. 27. № 2. С. 265.
5. Ендогур А.И., Жуков С.М., Колганов А.Ф. Проектирование трехслойных конструкций с объемно-стержневым заполнителем. Методы синтеза современных самолетов. М.: МАИ, 1984.
6. Ендогур А.И. Конструкция самолетов. Конструирование агрегатов планера: Учебник. М.: Изд-во МАИ, 2012. 494 с.
7. Wadley H.N.G., Fleck N.A., Evans A.G. Fabrication and structural performance of periodic cellular metal sandwich structures // Compos. Sci. Technol. 2003. V. 63. № 16. P. 2331–2343.
8. Гайнутдинов В.Г., Мусави С.С.М., Абдуллин И.Н. Условия разрушения пирамидальных и тетраэдральных ячеек ферменных заполнителей // Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. 2015. Т. 71. № 2. С. 11–15.
9. Vasiliev V.V., Barynin V.A., Rasin A.F. Anisogrid lattice structures—survey of development and application // Compos. Struct. 2001. V. 54. № 2–3. P. 361–370.

10. *Deshpande V.S., Fleck N.A.* Collapse of truss core sandwich beams in 3-point bending // *Int. J. Solids Struct.* 2001. V. 38. № 36–37. P. 6275–6305.
11. *Wadley H.N.G.* Multifunctional periodic cellular metals // *Phil. Trans. Royal Soc. A: Math. Phys. Eng. Sci.* 2006. V. 364. № 1838. P. 31–68.
12. *Kooistra G.W., Wadley H.N.G.* Lattice truss structures from expanded metal sheet // *Mater. Des.* 2007. V. 28. № 2. P. 507–514.
13. *Fedulov B.N. et al.* Construction plate enforced by metamaterial elements // *Procedia Structural Integrity.* 2020. V. 28. P. 155–161.
14. *Юргенсон С.А., Ломакин Е.В., Федулов Б.Н., Федоренко А.Н.* Конструкционные элементы на основе метаматериалов // *Вестник ПНИПУ. Механика.* 2020. № 4. С. 211–219. <https://doi.org/10.15593/perm.mech/2020.4.18>
15. *Venkatesh S. et al.* Design of a composite rear pressure bulkhead for a light transport aircraft // *SAMPE National Conference on Composite Structures (ISAMPE-8) December 2009.*
16. *Кишкина С.И., Фридляндер И.Н.* Том 4. Алюминиевые и бериллиевые сплавы. Часть I. Деформируемые алюминиевые сплавы и сплавы на основе бериллия. Книга 1 // *Авиационные материалы. Справочник в 9-ти томах. 6-е изд., перераб. и доп. / Под ред. Р.Е. Шалина.* М.: ОНТИ, 1982. 625 с.
17. *Lei Y.* J-integral evaluation for cases involving non-proportional stressing // *Eng. Fract. Mech.* 2005. V. 72. № 4. P. 577–596.
18. *Черепанов Г.П.* О распространении трещин в сплошной среде // *ПММ.* 1967. Т. 31. № 3. С. 476–488.
19. *Rice J.R.* A path independent integral and the approximate analysis of strain concentration by notches and cracks // *ASME J. Appl. Mech.* 1968. V. 35. № 4. P. 379–386. (Русск. перевод: Райс Д. Не зависящий от пути интеграл и приближенный анализ концентрации деформаций у вырезов и трещин // *Тр. Амер. общ-ва инж.-механ. Прикладная механика.* 1968. Т. 35. № 4. С. 340–350).
20. *Клюшников В.Д.* Физико-математические основы прочности и пластичности. М.: Изд-во МГУ, 1994. 189 с.
21. *Морозов Н.Ф.* Математические вопросы теории трещин. М.: Наука, 1984. 256 с.