

Аношкин А.Н., Зуйко В.Ю., Осокин В.М., Третьяков А.А., Писарев П.В. Моделирование технологических дефектов и оценка их влияния на статическую прочность композитных фланцев // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2016. – № 2. – С. 5–21. DOI: 10.15593/perm.mech/2016.2.01

Anoshkin A.N., Zuiko V.Yu., Osokin V.M., Tretyakov A.A., Pisarev P.V. Manufacturing defects in composite flanges: modelling and analysis of influence on static strength. *PNRPU Mechanics Bulletin*. 2016. No. 2. Pp. 5-21. DOI: 10.15593/perm.mech/2016.2.01



ВЕСТНИК ПНИПУ. МЕХАНИКА

№ 2, 2016

PNRPU MECHANICS BULLETIN

<http://vestnik.pstu.ru/mechanics/about/inf/>



DOI 10.15593/perm.mech/2016.2.01

УДК 534.28

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ДЕФЕКТОВ И ОЦЕНКА ИХ ВЛИЯНИЯ НА СТАТИЧЕСКУЮ ПРОЧНОСТЬ КОМПОЗИТНЫХ ФЛАНЦЕВ

А.Н. Аношкин, В.Ю. Зуйко, В.М. Осокин, А.А. Третьяков, П.В. Писарев

Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

О СТАТЬЕ

Получена: 30 ноября 2015 г.
Принята: 14 декабря 2015 г.
Опубликована: 30 июня 2016 г.

Ключевые слова:

полимерные композиционные материалы, стеклопластик, напряженно-деформированное состояние, метод конечных элементов (МКЭ), дефект, расслоение, схема армирования, жесткость, прочность, ANSYS, численное моделирование

АННОТАЦИЯ

Предложена приближенная методика оценки влияния дефектов на статическую прочность композитных фланцев для высоконагруженных корпусных деталей и узлов авиационной техники из полимерных композиционных материалов (ПКМ), основанная на современных методах численного моделирования. В процессе формования фланцев в зонах перегиба возможно появление различных дефектов: искривление слоев, смоляные карманы, поры, расслоения и т.п. Таким образом, задача оценки влияния технологических дефектов на прочность данного изделия является актуальной.

Определены основные типы дефектов в слоистых композитах, а также проведен обзор основных работ, посвященных исследованию вопросов прочности слоистых конструкций из ПКМ с дефектами.

С использованием двумерной осесимметричной модели в среде конечно-элементного анализа ANSYS проведено численное моделирование механического поведения стеклопластикового фланца с основными типами дефектов при силовом нагружении. Задача решалась в упругой постановке с учетом анизотропии механических свойств материала. В разработанной модели предполагается параметризация размеров и конфигурации дефектов, а также возможная вариация места расположения дефектов по выбранной подобласти композиционного материала. Для сохранения исходного контура конструкции общая толщина пакета слоев в локальной зоне дефекта уменьшалась на величину дефекта. Таким образом, оценка прочности конструкции с дефектом осуществлялась с запасом.

Оценка запаса статической прочности рассматриваемого фланца проводилась по компонентам напряжений с использованием критерия максимальных напряжений. Модель позволяет анализировать как нормальные напряжения в плоскости слоя, так и межслоевые отрывные и сдвиговые напряжения. Сравнение полученных значений с результатами для неповрежденной конструкции фланца позволяет сделать вывод о степени влияния рассматриваемого дефекта или их сочетаний на статическую прочность изделия.

© ПНИПУ

© **Аношкин Александр Николаевич** – доктор технических наук, профессор, e-mail: anoshkin@pstu.ru
Зуйко Валерий Юрьевич – кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник, e-mail: zuiko-kt@pstu.ru
Осокин Владимир Михайлович – младший научный сотрудник, e-mail: osokin-kt@pstu.ru
Третьяков Андрей Андреевич – инженер, e-mail: tretyakov-kt@pstu.ru
Писарев Павел Викторович – кандидат технических наук, доцент, e-mail: pisarev@pstu.ru

Aleksandr N. Anoshkin – Doctor of Technical Sciences, Professor, e-mail: anoshkin@pstu.ru
Valerii Yu. Zuiko – PhD in Technical Sciences, Leading Researcher, e-mail: zuiko-kt@pstu.ru
Vladimir M. Osokin – Junior Research Scientist, e-mail: osokin-kt@pstu.ru
Andrey A. Tretyakov – Engineer, e-mail: tretyakov-kt@pstu.ru
Pavel V. Pisarev – PhD in Technical Sciences, Associate Professor, e-mail: pisarev@pstu.ru

MANUFACTURING DEFECTS IN COMPOSITE FLANGES: MODELLING AND ANALYSIS OF INFLUENCE ON STATIC STRENGTH

A.N. Anoshkin, V.Yu. Zuiko, V.M. Osokin, A.A. Tretyakov, P.V. Pisarev

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

ARTICLE INFO

Received: 30 November 2015
Accepted: 14 December 2015
Published: 30 June 2016

Keywords:

polymer composite materials,
fiberglass, stress-strain state,
finite element method (FEM),
defect, delamination, reinforced
scheme, stiffness, strength,
ANSYS, numerical simulation.

ABSTRACT

This work presents an approximate methodology based on the numerical simulation aimed at assessing how defects affect static strength of polymer composite flanges in load bearing elements used in aeronautical engineering.

Various defects may occur in the process of flange forming in the areas of bending, e.g. curvature of the layers, resin pockets, voids, delamination and others. Thus, there is an actual problem of assessing how technological defects affect the strength of this part.

The main defects in composite laminates are defined and a review of literature related to strength problems for such structures are presented in this work.

The numerical stress-strain analysis of composite flange with main types of defects under force loading condition was carried out with ANSYS software. A *two-dimensional axisymmetric* finite element *model* was used. For the development of the structural model a parametric modelling approach was applied, including defect size, configuration and location parameters. The problem was solved in a general statement for an anisotropic elastic body.

In order to keep the original part profile, we reduced the overall thickness of the layers in the local area near the defect by the size of the defect, so the overstated value of structural strength was obtained in simulation.

The safety factor of the flange was estimated by stress components using the maximum stress criterion. The stresses in the material principal directions and interlaminar shear and normal stresses were determined for analysis. A comparison of the obtained data with the results for a defect-free flange allows estimating the impact of each defect or its combination on the static strength of flange.

© PNRPU

Введение

Проблема расчетной оценки конструкционной прочности многослойных армированных пластиков на этапе проектирования приобрела в последние годы большую актуальность в связи с ростом объемов использования этих материалов в различных областях современной техники. Ее решение связано с целым комплексом задач и отличается большой сложностью, обусловленной, в частности, многообразием механизмов разрушения армированных пластиков, анизотропией материалов, значительным числом варьируемых переменных, а также возможным присутствием дефектов различного характера [1].

Виды дефектов в полимерных композиционных материалах (ПКМ) можно разделить на производственно-технологические и эксплуатационные. Производственно-технологические дефекты, в свою очередь, можно разделить на геометрические (отклонения в углах укладки, толщинах слоев, складки, смоляные карманы), химические (погрешности химического состава) и механические, вызванные погрешностями при механической обработке.

Эксплуатационные дефекты могут возникать под воздействием внешних природных факторов (град, удары молнии), человеческого фактора (падение рабочего инструмента при обслуживании техники), а также являться следствием циклически повторяемых нагрузок (характерных, в частности, для авиационной техники), которые приводят к появлению усталостных трещин.

В композитных конструкциях выделяют следующие основные типы дефектов: сколы, трещины, расслоение, неравномерная пропитка армирующего материала, посторонние включения, поры, вздутие на поверхности материала, смоляные карманы, усадочные раковины, складки и искривления в слоях, подрезка слоев.

Наиболее часто встречаемыми дефектами в конструкции деталей авиационной техники являются смоляные карманы, поры, складки (или волны в одном или нескольких слоях) и расслоения. Последние являются наиболее распространенным видом дефекта и часто считаются определяющим фактором при решении вопроса об использовании композитов в конструкциях. Отслоения могут возникнуть в местах концентрации напряжений, в районе скачкообразного изменения толщины материала в результате несовершенств технологии производства или действия эксплуатационных нагрузок. Одной из особенностей процесса расслоения является локальная потеря устойчивости и выпучивание отслоившегося слоя с последующим ростом зоны дефекта. Это может стать причиной общего разрушения элемента конструкции при нагрузке значительно меньше расчетного уровня.

Вопрос влияния различных дефектов на механические характеристики композитных конструкций весьма детально изложен в работах [2, 3]: проведен всесторонний обзор существующих математических и экспериментальных методов, отмечены заслуги отечественных ученых В. В. Болотина, Л.М. Качанова, Ю.М. Тарнопольского, зарубежных исследователей Г. Чея, Ч.Д. Бэбкока, В. Боттего, У. Йина, Р.К. Кананья, Д.Э. Кардоматиса, Г. Симитсеса, С. Салама и др. [4–21].

Тем не менее, несмотря на большое количество исследований, оценка прочности композитов с типичными повреждениями на этапе проектирования является по-прежнему весьма сложной задачей ввиду недостаточного развития теоретической базы, позволяющей обоснованно свести реальный эксплуатационный дефект к его расчетному аналогу [1].

В настоящей работе предложена приближенная методика оценки влияния технологических дефектов на статическую прочность фланцев из ПКМ корпусных деталей авиационной техники, основанная на схематичном описании дефектов и использовании современных методов численного моделирования для расчета конструкции. Проиллюстрировано применение методики для сравнения полей напряжений и оценок прочности дефектного и бездефектного фланца [24].

1. Постановка задачи и подходы к моделированию дефектов

На первом этапе решения задачи об оценке влияния дефектов на прочность композитной детали необходимо оценить характерные размеры, конфигурацию и расположение локальных дефектов по толщине и площади элемента конструкции.

В качестве объекта исследования рассматривается типичный отгибной фланец кожуха авиадвигателя, изготовленный из стеклопластика. Фланец является наиболее нагруженным элементом, определяющим прочность кожуха в целом [22]. На рис. 1 показаны основные типы дефектов, возникающих в двух конструктивных вариантах композитного фланца.

Так, в зоне перехода цилиндрической части фланца к его отгибному участку происходит образование складок в слоях материала, что приводит к появлению поры или смоляного кармана. Кроме того, возможно образование и продольного смоляного кармана вследствие недостаточного или неравномерно распределенного давления при формовании детали.

Отметим, что аналогичные дефекты могут наблюдаться и в других ответственных деталях типа шпангоутов, балок, узлов крепления лопаток и т.п., где имеются подобные участки с перегибами слоев. Дефекты в зоне перегибов слоев, особенно типа складок, плохо диагностируются всеми известными методами неразрушающего контроля (шерография,

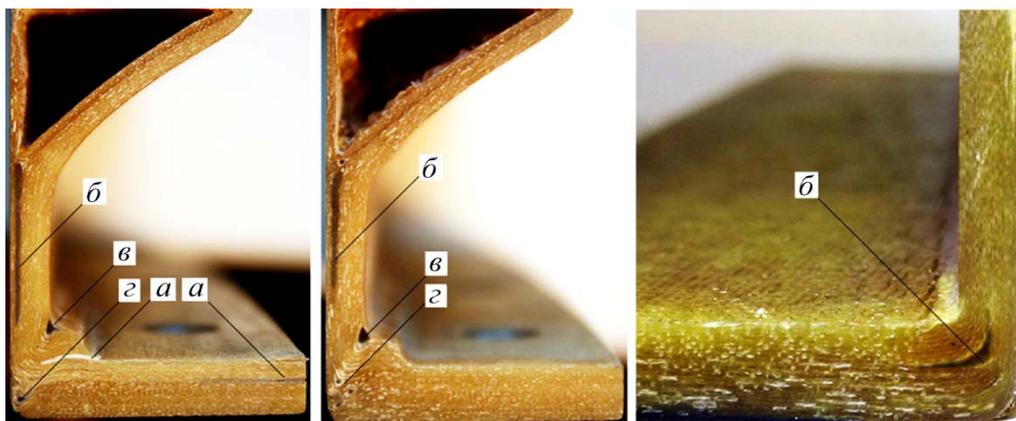


Рис. 1. Видимые дефекты в конструкции фланцев из ПКМ:
 а – расслоение; б – смоляные карманы; в – поры; г – складки

термография, ультразвуковой и рентгеновский контроль). Опыт изготовления образцов – сегментов конструкций с фланцевыми соединениями показывает, что возникновение таких дефектов, как правило, происходит равномерно вдоль зоны перегиба по всей ширине образца. Кроме того, эти дефекты видны на срезах препарированных конструкций после испытаний. Вопрос, насколько такой дефект будет протяженным по окружной координате при изготовлении конструкции, остается открытым. Можно предположить, что смоляные карманы и расслоения будут иметь ограниченную протяженность в окружном направлении, а складкообразование может быть распределено по всей окружности, например, в случае неправильной установки кольцевых упорных элементов формообразующей оснастки.

Для оценки плотности материала в зоне дефекта было проведено исследование содержания связующего. Из дефектной конструкции (см. рис. 1) были взяты два типа проб материала: пробы первого типа использовались для оценки содержания связующего на масштабе 3–4 толщин слоев, пробы второго типа – для оценки содержания связующего по всей толщине конструкции. Пробы первого типа были получены в четырех точках ($100 \pm 0,2$) мг в виде стружки после засверливания отверстий диаметром 1,5 мм на глубину 30 мм: две пробы – непосредственно из зоны дефекта, и две пробы – на значительном удалении от этой зоны. Пробы второго типа были получены выпиливанием трех образцов по толщине конструкции размером приблизительно $25 \times 10 \times 10$ мм, взятых из полок фланца и зоны перегиба с расслоением. Объемная доля связующего определялась с помощью термогравиметрического анализа на установке TGA/DSC 1/1100 LF (Mettler Toledo) в Институте технической химии УрО РАН. В результате анализа было установлено, что в окрестности дефекта массовое содержание связующего в слоях стеклопластика выше. Пробы первого типа в окрестности дефекта показали значения 37,1 и 41,0 %, проба второго типа – 35,4 %. В остальной части конструкции пробы первого типа показали значение 30,8 и 25,5 %, пробы второго типа – 30,0 и 26,0 % соответственно. Это отличие объясняется малым давлением формования в зоне перегиба слоев конструкции, что и приводит к образованию поры или смоляного кармана. В случае возникновения касательных или продольных напряжений в неотвержденном композиционном материале на этапе изготовления конструкции в этой зоне может произойти искривление слоев.

Ниже изложены подходы к моделированию типовых дефектов типа искривления слоев, пор и смоляных карманов в композитных конструкциях, реализованные в работе. Решение задачи в двумерной постановке позволяет получить оценки НДС в кольцевом

дефекте либо в средней зоне дефекта, достаточно протяженного по окружной координате, что представляет практический интерес. В дальнейших исследованиях может быть рассмотрено решение трехмерной задачи о фрагменте конструкции с локальным дефектом для уточнения полученного двумерного решения.

В рассматриваемой конструкции выделим участок, включающий три ячейки звукопоглощающего контура (ЗПК) коробчатого типа и отгибной фланец (рис. 2, а). Построение геометрической модели и последующий анализ напряженно-деформированного состояния (НДС) такого образца проводились в пакете конечно-элементного анализа ANSYS в осесимметричной постановке (рис. 2, б). В состав детали входят слои стеклопластика с различной ориентацией основы тканого наполнителя – как вдоль образующей, так и поперек. Между основными слоями детали и ячейками ЗПК введен слой смолы. Крепежные отверстия, расположенные по окружности фланца, в расчетной схеме не рассматривались.

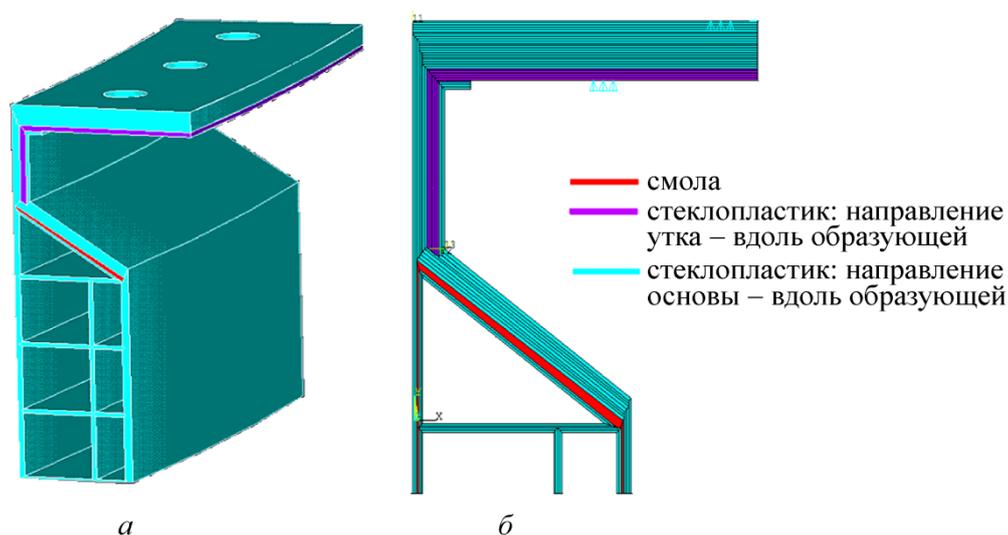


Рис. 2. Геометрическая модель многослойного образца фланца:
а – трехмерная; б – осесимметричная

Складки (или волны в одном или нескольких слоях), как правило, образуются в процессе формования стыковочного фланца на цилиндрической части детали и в области перехода на отгибной (торцевой) участок [22]. Моделирование искривления слоев на базе исходной осесимметричной модели выполняется с помощью двухзвенной кривой средствами геометрического моделирования ANSYS, как, например, показано на рис. 3. При этом исходная геометрия и толщина конструкции не менялись, а уменьшалась толщина слоев в окрестности дефекта (см. рис. 2, 3) без изменения механических свойств материала.

Таким образом, рассматривалась конструкция с меньшей суммарной толщиной слоев армирующего материала в окрестности дефекта. Целью исследования при этом являлась оценка влияния изгиба слоев в зоне дефекта на межслоевые напряжения, которые определяют прочность конструкции к растрескиванию и снижению жесткости фланца на изгиб. При этом оценка прочности конструкции при упрощенном описании дефекта с уменьшением толщины слоев в его окрестности получается с заведомо завышенным коэффициентом запаса.

В настоящей работе дефект искривления слоев описывается двумя размерами, зависящими для удобства от одного параметра – толщины слоя h . Три слоя в данном примере на рис. 3, а (1–3) имеют постоянную толщину, остальные (4–7) поджимаются на половину

толщины слоя в зоне максимального искривления ($0,5h$). Для правильного описания ортотропных свойств слоев в зоне искривления необходимо задать локальные системы координат (СК) для каждого из слоев. Таким образом, каждый из слоев $1a-7a$ и $1b-7b$ имеет свою локальную систему координат.

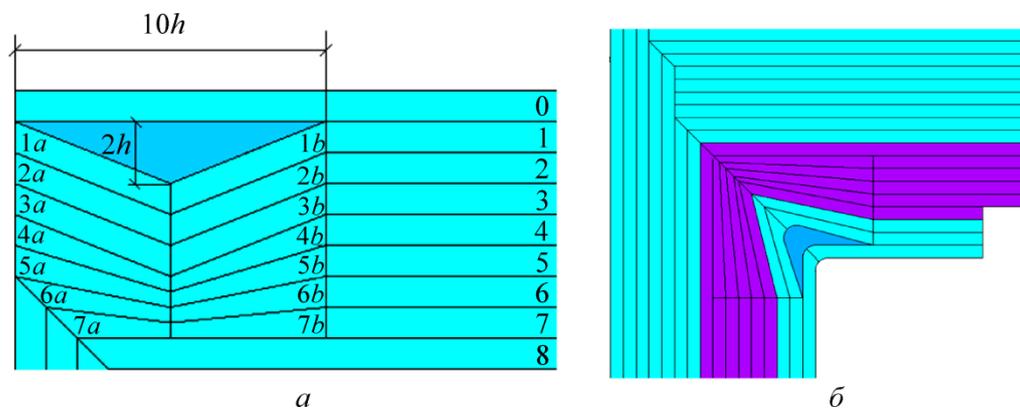


Рис. 3. Искривление слоев: стыковочного фланца (а) и в зоне перехода цилиндрической части к фланцу (б)

Более точно геометрически дефект в виде искривления слоев описывается с помощью многозвенной кривой. В этом случае увеличивается количество локальных СК, необходимых для правильного описания свойств материала. Таким же способом моделируется искривление слоев на внешней поверхности зоны перехода цилиндрической части детали к фланцу (рис. 3, б). В данном случае требуемое искривление достигается смещением узловых точек нескольких слоев по линии раздела слоев в зоне перегиба. Для каждого вновь образованного участка в области искривления также необходимо задать свою локальную СК.

В обоих рассмотренных вариантах в зоне искривления слоев образуются пустоты – «поры». В реальных конструкциях они могут полностью или частично заполняться смолой и называются в этом случае «смоляными карманами». С точки зрения компьютерного моделирования области со смолой и поры одинаковы по геометрическим параметрам и отличаются лишь физико-механическими свойствами. На рис. 1 видно, что на цилиндрической части рассмотренных образцов присутствует продольный смоляной карман – область, заполненная смолой. Наличие такой прослойки может привести к утолщению цилиндрической части с некоторым искривлением внешних слоев.

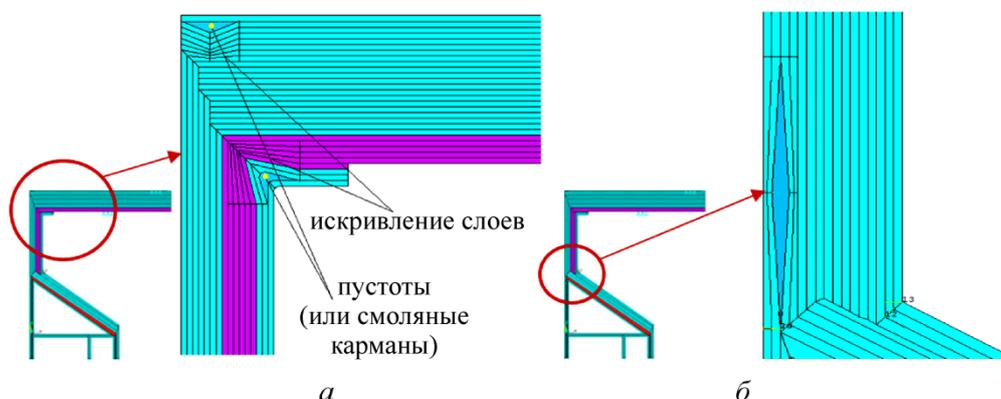


Рис. 4. Модели фланца с искривлением слоев и смоляными карманами в зонах перегибов (а) и в цилиндрической части фланца (б)

На рис. 4 показаны модели, иллюстрирующие искривление слоев в наиболее характерных областях фланца с образованием пор или смоляных карманов.

Ниже приведены результаты численного анализа НДС и оценки прочности фланца с использованием модели, показанной на рис. 4, а. При этом было рассмотрено два варианта: искривление слоев с образованием поры или смоляного кармана.

2. Математическая постановка задачи расчета НДС композитного фланца с дефектами

Для расчета НДС и оценки запасов прочности рассматриваемой детали использовалась математическая постановка осесимметричной задачи теории упругости анизотропного неоднородного тела, система уравнений которой для подобных конструкций приведена авторами в работах [22, 25].

При задании граничных условий учитывалось, что в процессе эксплуатации на корпусные детали авиационного двигателя действует отрывающая осевая сила от реактивной струи сопла и изгибающий момент от присоединенной массы [22]. В предлагаемой методике в соответствии с общепринятым подходом для расчета фланцевых соединений принимается, что система внешних нагрузок сводится к суммарной растягивающей силе P . Этой силе эквивалентна нагрузка p , равномерно распределенная по поверхности торцевых силовых слоев конструкции. Значение распределенной нагрузки p принималось равным 1 Н/м^2 . Так как в упругой постановке справедлива линейная зависимость значений напряжений в слоях конструкции от прикладываемых перемещений или усилий, то, анализируя результаты расчетов при единичной нагрузке, можно оценить запас прочности конструкции относительно любой величины эксплуатационной нагрузки. На противоположном конце фланца задаются площадки свободного опирания размером с диаметр шайбы болтового соединения. Схема граничных условий показана на рис. 5.

Механические свойства стеклопластика, использованные в расчетах, были получены экспериментально в рамках предыдущих исследований авторов [26, 27] и представлены в табл. 1.

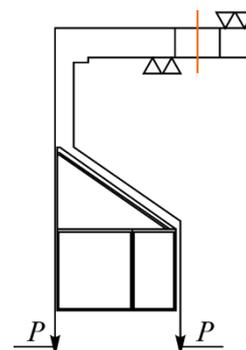


Рис. 5. Граничные условия

Таблица 1

Свойства стеклопластика, использованные при расчете

Материал	E_{11} , ГПа	E_{22} , ГПа	E_{33} , ГПа	G_{12} , ГПа	G_{13} , ГПа	G_{23} , ГПа	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}
Стеклопластик	24,6	18,6	6,0	4,0	3,0	3,0	0,15	0,42	0,18

Примечание: E_{11} – модуль упругости вдоль основы; E_{22} – модуль упругости вдоль утка; E_{33} – модуль поперек плоскости слоя; G_{12} , G_{13} , G_{23} – модули сдвига; ν_{12} , ν_{13} , ν_{23} – коэффициенты Пуассона.

Для областей, заполненных смолой (слой в районе ячеек ЗПК и дефекты в виде смоляных карманов), задавались свойства эпоксидной смолы с модулем упругости $E = 2,9 \text{ ГПа}$ и коэффициентом Пуассона $\nu = 0,356$. В случае дефектов в виде пор вместо смолы задавался материал с существенно меньшим модулем упругости – $0,1 \text{ МПа}$. Такой подход принят

в силу особенностей параметрического описания разработанных моделей, делающих нежелательной процедуру непосредственного удаления геометрических областей, имитирующих данные дефекты.

Для оценки запаса прочности ортотропного материала каждого из слоев использовался критерий максимальных напряжений. Соответствующие пределы прочности приведены в табл. 2.

Таблица 2

Пределы статической прочности материалов (МПа)

Материал	S_{11}^+	S_{11}^-	S_{22}^+	S_{22}^-	S_{33}^+	S_{33}^-	S_{12}	S_{13}	S_{23}
Стеклопластик	600	450	300	295	40	–	–	45	45

Примечание: S_{ii}^+ , S_{ii}^- , S_{ij} – пределы статической прочности материала на растяжение, сжатие и сдвиг соответственно в локальной системе координат слоя.

При создании конечно-элементной модели использовался конечный элемент PLANE183 в четырехугольной модификации с включенной опцией осевой симметрии. Было проведено исследование сходимости результатов численного расчета при использовании трех типов конечно-элементных сеток с характерными средними размерами конечного элемента, равными h , $0,5h$ и $0,1h$ (h – толщина слоя), аналогично работе [25]. Оценка сходимости проводилась по эпюрам средних по элементу межслойных отрывающих напряжений, определяющих начало расслоения конструкции в наиболее опасных сечениях. Было показано, что переход от сетки с размерами конечного элемента, равными $0,5h$, к сетке с размерами $0,1h$ приводит к отличию максимальных значений рассчитанных межслойных отрывающих напряжений не более чем на 1,5 %. Таким образом, для настоящих расчетов была выбрана сетка с характерным размером, равным половине толщины слоя ($0,5h$). Примерное количество конечных элементов в разработанных моделях составило порядка 70 тысяч.

3. Анализ НДС и оценка запаса статической прочности композитного фланца с дефектами

В результате решения осесимметричной задачи теории упругости при силовом нагружении фланца получены поля напряжений и деформаций. На рис.6 приведена картина распределения осевых перемещений U_{zz} в глобальной системе координат конструкции. Характер деформирования фланца показывает, что заданные силовые условия нагружения создают изгибающий момент в верхних силовых слоях кожуха, что приводит к изгибу как цилиндрического, так и торцевого участков фланцевого соединения. Данный изгибающий момент и определяет наиболее опасные зоны в конструкции, которые показаны на рис. 6, б.

В данной работе анализ НДС и оценку прочности многослойной композитной конструкции предлагается проводить по осредненным напряжениям, полученным в конечных элементах на сетке с характерным размером, равным половине толщины слоя, на основе анализа полей напряжений и графиков изменения межслойных напряжений (эпюр) вблизи границ между слоями. Запас прочности для межслойного характера разрушения слоистого пакета определялся с использованием пределов прочности при межслойном отрыве

S_{33}^+ или сдвиге S_{13} , S_{23} . Запас прочности слоев на разрыв или сжатие вдоль волокон основы или утка определялся в результате сравнения напряжений с соответствующими предельными значениями для композита в направлении армирования S_{11}^+ , S_{11}^- , S_{22}^+ , S_{22}^- .

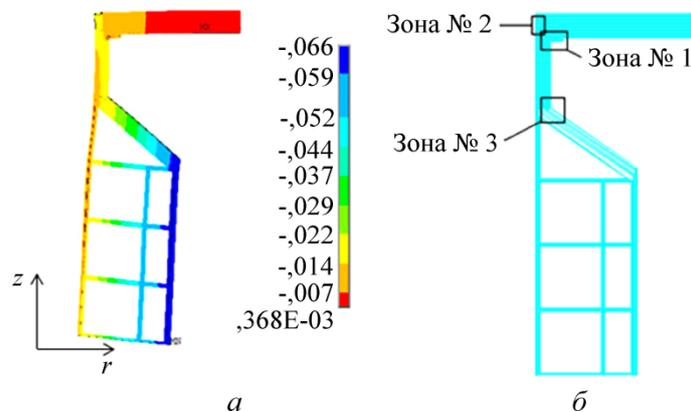


Рис. 6. Поле осевых перемещений U_{zz} (мм) и наиболее нагруженные зоны композитного фланца

Сопоставление результатов численного расчета НДС для моделей фланца с дефектами с соответствующими результатами для неповрежденной конструкции, полученными ранее в работе [25], позволяет оценить степень влияния различных типов дефектов на статическую прочность данного фланца.

На рис. 7 показано изменение картины распределения полей осевых напряжений σ_{zz} (в глобальной СК) на примере зоны № 1 (см. рис. 6, б) при наличии дефектов. Видно, что с появлением поры или смоляного кармана происходит существенное перераспределение напряжений, при этом область локализации максимума в случае поры смещается к ее вершине.

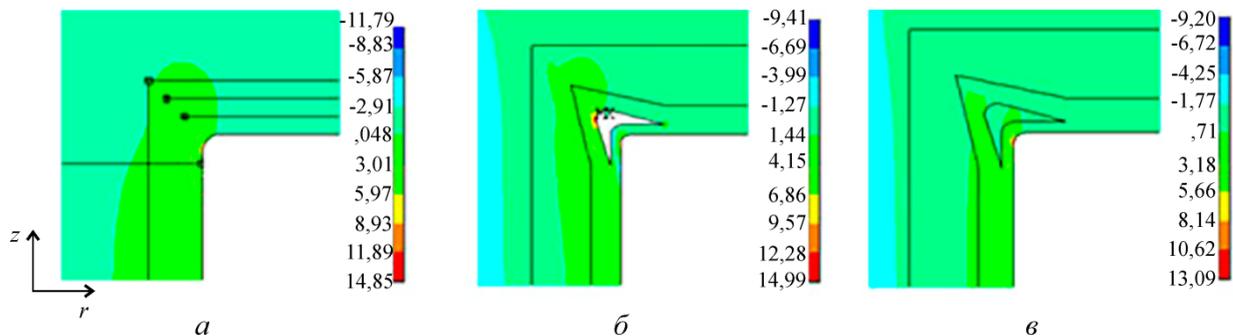


Рис. 7. Поля напряжений σ_{zz} (МПа) в глобальной СК в зоне №1 фланца:
 а – без дефекта, б – с дефектом в виде поры, в – с дефектом в виде смоляного кармана

На рис. 8 показаны сечения, использованные для анализа межслойных напряжений в опасных зонах № 1–3 фланца (см. рис. 6, б). Заметим, что для первой зоны исследовались не только отмеченные сечения, но и более удаленные от поверхности. Однако в силу заметного затухания анализируемых напряжений в этих сечениях данные результаты в работе не приводятся. Для третьей зоны был проведен анализ межслойных напряжений для наружных наиболее нагруженных слоев, переходящих с цилиндрической части фланца на наружную оболочку кожуха и ориентированных под углом 55° к образующей оболочке. Напряжения в сечениях, направленных под углом к осям глобальной декартовой

СК, необходимо рассматривать в локальных СК соответствующих слоев. Сечения № 18–20 (см. рис. 8) используются для оценки напряжений в слоях вдоль направления армирования (по основе или утку).

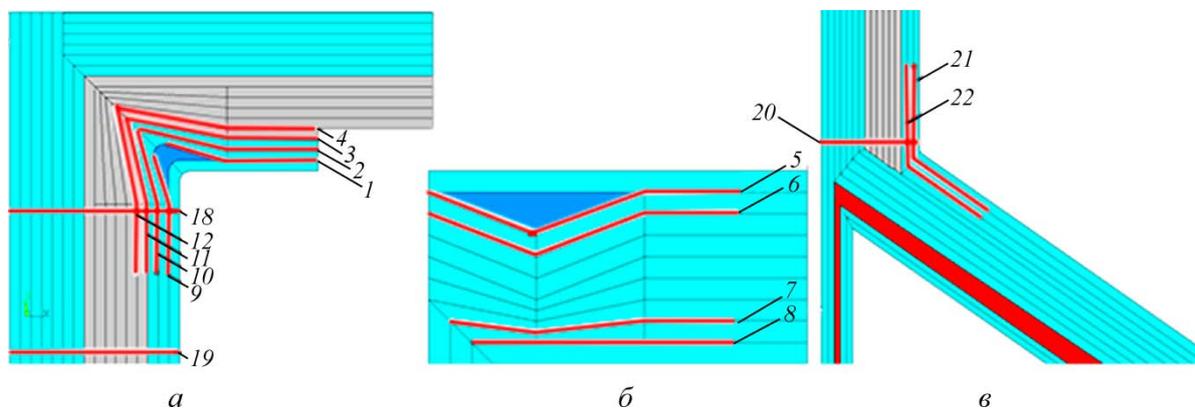


Рис. 8. Сечения для построения эпюр межслойных напряжений:
a – зона № 1, *б* – зона № 2, *в* – зона № 3

На рис. 9 приведены эпюры межслойных нормальных и касательных напряжений для выбранных сечений в зонах № 1 и № 3 для фланца с дефектом в виде поры. Аналогичные напряжения в области искривления слоев в зоне № 2 значительно ниже (в 10 и более раз), поэтому из рассмотрения их можно исключить.

Анализ результатов расчета НДС показал следующее. Эпюры межслойных напряжений в различных слоях исследуемой области подобны – максимум имеет место, приблизительно, на расстоянии толщины слоя от линии перегиба слоев. Исключение составляют эпюры отрывающих и касательных напряжений между первым и вторым слоем (рис. 9, *a*, *б*, эпюра № 1 и рис. 9, *в*, *г*, эпюра № 9) в окрестности расположения поры. Для данных эпюр максимальные напряжения возникают в месте соединения слоев после «огибания» поры (см. рис. 8, *a*).

Межслойные напряжения достигают наибольшего значения на торцевом участке фланца между вторым и третьим слоем, их значения составляют: для нормальных отрывающих – 3,21 МПа, для касательных – 1,35 МПа (см. рис. 9, *a*, *б*, эпюра № 2). Далее во внутренних слоях межслойные напряжения уменьшаются. Межслойные отрывающие напряжения в месте соединения первого и второго слоя после «огибания» поры достигают значения 2,56 МПа как на торцевой (рис. 9, *a*, эпюра № 1), так и на цилиндрической части фланца (рис. 9, *в*, эпюра № 9). Эти напряжения несколько ниже максимальных, использованных в работе для оценки нагрузки, определяющей начало расслоения конструкции.

Сравнение с аналогичными напряжениями в исходной бездефектной конструкции показывает, что произошло изменение локализации области максимальных межслойных напряжений в торцевой части фланца и их незначительное увеличение: отрывных напряжений – на 6 % (см. рис. 9, *a*), касательных напряжений – на 2 % (см. рис. 9, *б*).

Для цилиндрического участка фланца изменение напряженного состояния оказалось существеннее – повышение межслойных нормальных напряжений до 1,5 раз (см. рис. 9, *в*), касательных напряжений – до 1,3 раз (см. рис. 9, *г*). При таком перераспределении напряжений произошла разгрузка участка перехода с цилиндрической части фланца на наружную оболочку ЗПК (зона № 3), характеризуемого эпюрами № 21–22 (см. рис. 9, *д–е*). Снижение межслойных нормальных напряжений составило порядка 7 %, касательных напряжений – 10 %.

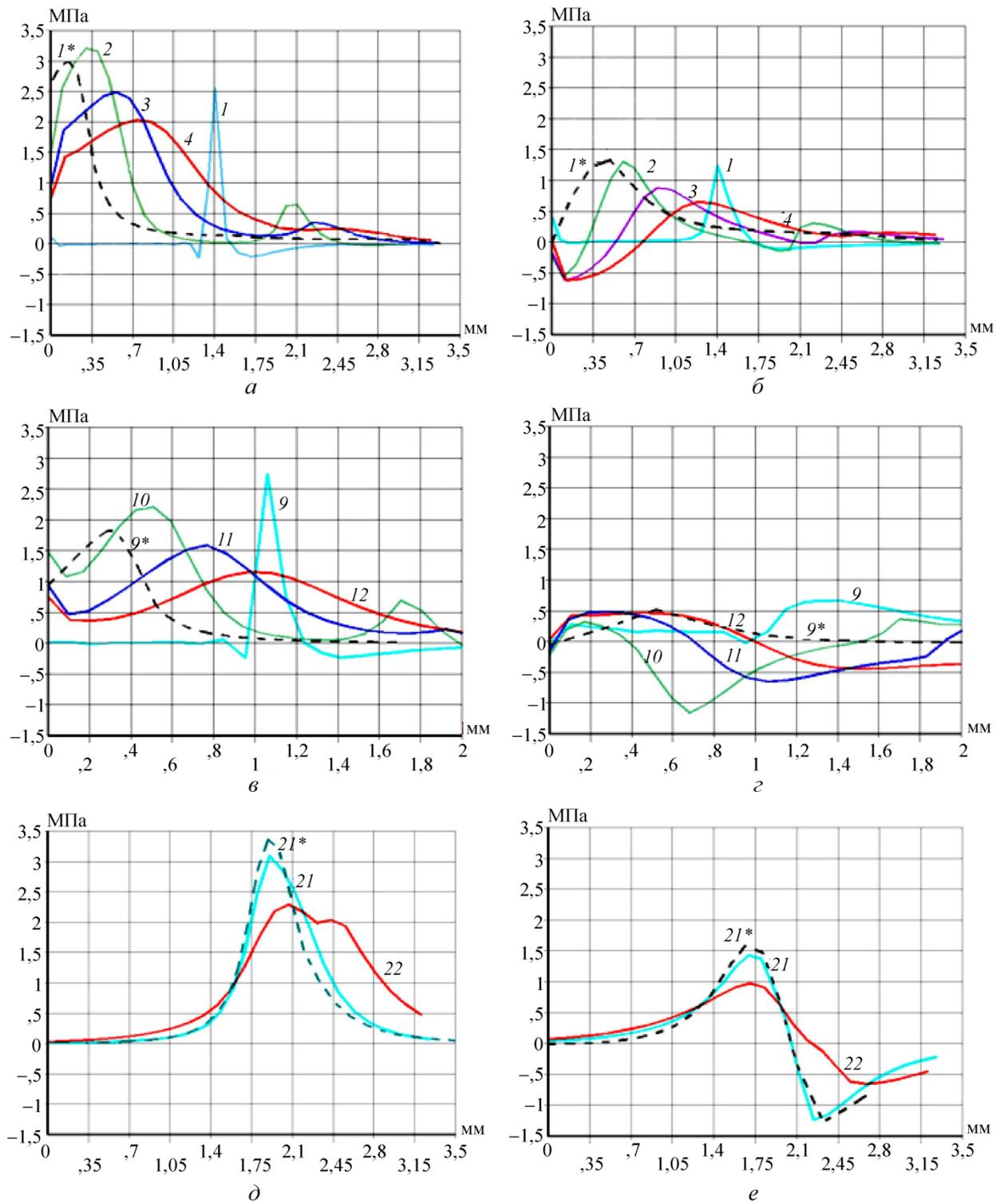


Рис. 9. Эпюры межслойных нормальных (*a, в, д*) и касательных (*б, г, е*) напряжений в локальной СК слоя для фланца с дефектом в виде поры. Цифра у кривых соответствует номеру сечения на рис. 8. Пунктиром обозначена эпюра напряжений в сечении соответствующего номера для бездефектного фланца [25]. По оси абсцисс откладывается расстояние вдоль слоя от линии перегиба слоев (см. рис. 8)

Таким образом, наименьший запас прочности для рассматриваемой конструкции с дефектом в виде поры наблюдается в области искривления слоев в вершине поры и определяется величиной межслойных нормальных растягивающих напряжений, возникающих между вторым и третьим слоем торцевого участка фланца (эпюра № 2). Принимая

в качестве предельного значения отрывающих межслойных напряжений $S_{33}^+ = 40$ МПа, получим соответствующее значение предельной распределенной нагрузки p , вызывающей расслоение на данном участке, равной 12,5 МПа. Запас прочности конструкции по межслойным сдвиговым напряжениям более чем в два раза выше запаса прочности по нормальным межслойным напряжениям.

Как было показано ранее [25], в исходном образце фланца предполагаемое разрушение по механизму расслоения ожидается в зоне № 3 при нагрузке порядка 12 МПа. Таким образом, рассматриваемый дефект в виде поры приводит к перераспределению напряжений в конструкции со сменой области прогнозируемого начала разрушения, при незначительном (4 %) повышении общей несущей способности.

Следует отметить, что анализируемые поля напряжения являются осредненными по половинной толщине слоя. Дополнительные расчеты исследуемого фланца на сетках со сгущением в окрестности соединения слоев после «огибания» поры показали наличие высокой концентрации напряжений. Таким образом, полученные осредненные напряжения требуют последующего уточнения для оценки возможности появления сингулярности в данной зоне. Кроме того, представляет интерес последующая постановка и решение задачи о межслоевой трещине в окрестности поры в зоне концентрации напряжений. Это обстоятельство может привести к снижению расчетного значения нагрузки, определяющей начало расслоения исследуемой конструкции с дефектом. С другой стороны, следует учитывать, что частичное расслоение приводит, как правило, к некоторому снижению жесткости конструкции, которая может оставаться работоспособной и обладать еще значительным запасом прочности по напряжениям в плоскости армирующих слоев.

Для фланца с дефектом в виде смоляного кармана отмечается равномерное падение межслойных напряжений во всех рассмотренных зонах по сравнению с бездефектной конструкцией [25]. Причем для зоны № 1 снижение отрывных напряжений составило 40–50 %, касательных напряжений – до 70 %. В зоне № 3 уменьшение рассматриваемых напряжений составило порядка 4–6 %. Эта зона и является наиболее опасным участком конструкции, а ее предельное состояние будет достигаться при величине распределенной нагрузки p , равной 12,5 МПа, как и в случае с дефектом в виде поры. Можно отметить, что в рассматриваемом случае в окрестности соединения слоев после «огибания» смоляного кармана концентрация напряжений отсутствует. Это объясняется тем, что модули Юнга смолы и стеклопластика в направлении, перпендикулярном слою E_{33} , отличаются только в два раза.

На рис. 10 представлены эпюры осевых напряжений, действующих в поперечных сечениях фланца № 18–20 в плоскости армирующих слоев.

Данные напряжения отражают тот факт, что цилиндрический участок фланца подвержен осесимметричному изгибу вследствие изгибающего момента. Сравнение результатов, полученных для двух рассмотренных расчетных случаев, с исходными данными для фланца без дефектов (рис. 10, а) показывает, что наличие пор в зонах № 1 и № 2 приводит к небольшому, порядка 8 %, снижению максимальных растягивающих напряжений в поверхностных слоях (рис. 10, б).

Интересно отметить, что в случае образования смоляных карманов в зоне № 3 вблизи перехода с цилиндрической части фланца на наружную оболочку ЗПК происходит резкое (на 50 %) увеличение растягивающих напряжений в наружных слоях – эпюра № 20

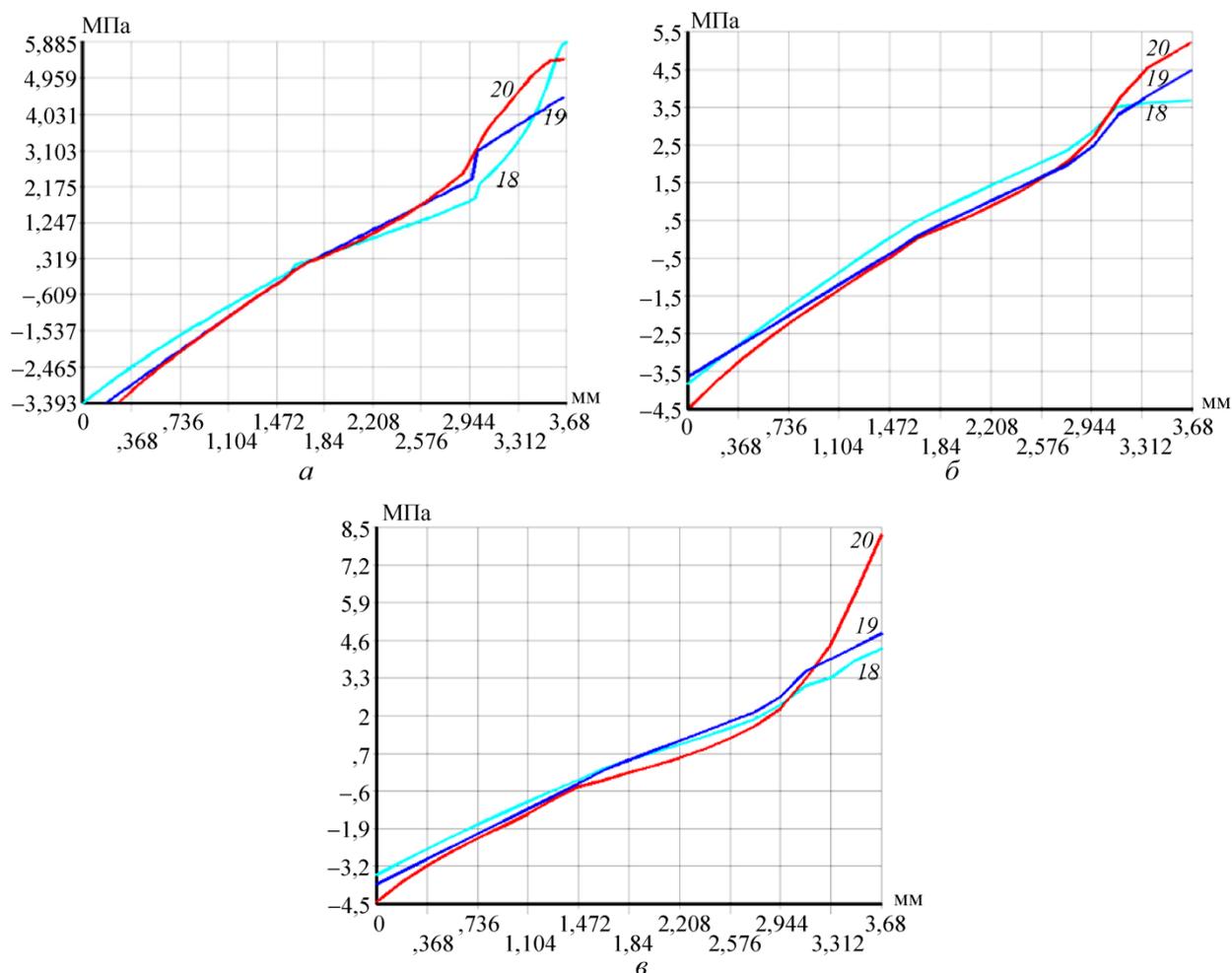


Рис. 10. Эпюры продольных напряжений в глобальной СК в слоях фланца:
 а – без дефектов; б – с дефектом в виде поры; в – с дефектом в виде смоляного кармана.
 Цифра у кривых соответствует номеру сечения на рис. 9

(рис. 10, в). Однако, как и для исходной конструкции фланца без дефектов, запас прочности по напряжению в плоскости слоев на данном участке минимум в 5 раз выше аналогичных оценок для межслойного характера разрушения.

Заключение

Проведено исследование влияния технологических дефектов: искривления слоев, пор и смоляных карманов на НДС и статическую прочность типового композитного фланца, являющегося составной частью звукопоглощающего кожуха авиадвигателя. Рассмотренные дефекты могут возникать в подобных конструкциях вследствие отклонения параметров технологического процесса, при этом в настоящее время не существует надежной методики их выявления средствами неразрушающего контроля. Целью работы являлась оценка влияния дефекта подобного типа на НДС и прочность конструкции, определяемую величиной поперечных и сдвиговых межслойных напряжений. Из предыдущих исследований [22–25] известно, что именно эти напряжения обуславливают начало растрескивания и расслоения в зоне перегиба слоев фланца, где и возникают технологические дефекты.

При моделировании дефектов учитывалось изменение геометрии слоя в окрестности дефекта с сохранением его эффективных механических свойств. Для сохранения исходного контура конструкции общая толщина армирующего пакета слоев в локальной зоне дефекта уменьшалась на величину дефекта. Таким образом, оценка прочности конструкции с дефектом осуществлялась с запасом.

Задача решалась на двумерной осесимметричной модели, что соответствует равномерному распределению дефекта в конструкции по окружной координате. Решение задачи осуществлялось численно в среде ANSYS с учетом анизотропии механических свойств материала в упругой постановке, оценка статической прочности проводилась по критерию максимальных напряжений. Результаты расчета сравнивались с аналогичными данными для фланца без дефектов, полученными в работе [27].

Проведенные расчеты показали, что даже при задании уменьшенной толщины слоя изменение геометрии в зоне образования поры или смоляного кармана не приводит к повышению межслойных напряжений по сравнению с бездефектной конструкцией. Таким образом, рассмотренные дефекты незначительно снижают статическую прочность подобных конструкций.

В последующих исследованиях представляет интерес оценка влияния разброса механических свойств материала слоев в окрестности дефекта на уровень напряжений в слоях, оценка сингулярности напряжений в окрестности смыкания слоев вокруг поры, а также оценка стойкости материала к распространению трещин. Это обстоятельство может привести к снижению расчетного значения нагрузки, определяющей начало расслоения рассматриваемой конструкции с дефектом в виде поры. При этом отметим, что частичное расслоение конструкции, как правило, приводит только к снижению жесткости конструкции, которая может оставаться работоспособной и обладать еще значительным запасом прочности по напряжениям в плоскости армирующих слоев.

Исследование выполнено в Пермском национальном исследовательском политехническом университете при поддержке Российского научного фонда (проект № 15-19-00259).

Библиографический список

1. Сапожников С.Б. Дефекты и прочность армированных пластиков / Челябин. гос. техн. ун-т. – Челябинск, 1994. – С. 162.
2. Defects in composite structures: Its effects and prediction methods – A comprehensive review / K. Senthil, A. Arockiarajan, R. Palaninathan, B. Santhosh, K.M. Usha // Composite Structures. – 2013. – Vol. 106. – P. 139–149. DOI:10.1016/j.compstruct.2013.06.008
3. Бохоева Л.А. Особенности расчёта на прочность элементов конструкций из изотропных и композиционных материалов с допустимыми дефектами. – Улан-Удэ: Изд-во Вост.-Сиб. технол. ун-та, 2007. – С. 192.
4. Болотин В.В. Дефекты типа расслоений в конструкциях из композитных материалов // Механика композитных материалов. – 1984. – № 2. – С. 239–255.
5. Болотин В.В. Межслойное разрушение композитов при комбинированном нагружении // Механика композитных материалов. – 1988. – № 3. – С. 410–418.
6. Болотин В.В. О динамическом распространении трещин // Прикладная математика и механика. – 1992. – Т. 56, № 1– С. 150–162.
7. Трошин В.П. Влияние продольного расслоения в слоистой цилиндрической оболочке на величину критического внешнего давления // Механика композитных материалов. – 1982. – № 5. – С. 838–842.

8. Трошин В.П. К устойчивости цилиндрических оболочек с расслоениями // Механика композитных материалов. – 1981. – № 4. – С. 729–731.
9. Тарнопольский Ю.М. Расслоение сжимаемых стержней из композитов // Разрушение композитных материалов. – 1979. – № 2. – С. 160–166.
10. Доан Чак Луат, Лурье С.А., Дудченко А.А. Моделирование деградации свойств композита при растрескивании и расслоении при статическом и циклическом нагружении // Механика композиционных материалов и конструкций. – 2008. – Т 14, № 4. – С. 623–637.
11. Bottega W.J., Maewal A. Delamination buckling and growth in laminates // Journal Applied Mechanics. – 1983. – Vol. 50. – No 1. – P. 184–189. DOI:10.1115/1.3166988
12. Chai H., Babcock C.D., Knauss W.G. One dimensional modeling of failure in laminated plates by delamination buckling // International Journal of Solids and Structures. – 1981. – Vol. 27. – No. 11. – P. 1069–1083. DOI:10.1016/0020-7683(81)90014-7
13. Chai H., Babcock C.D. Two-dimensional modeling of compressive failure in delaminated laminates // Journal of Composite materials. – 1985. – Vol. 19. – No. 1. – P. 67–91. DOI: 10.1177/002199838501900105
14. Bolotin V.V. Delaminations in composite structures: its origin, buckling, growth and stability // Composites Part B: Engineering. – 1996. – Vol. 27. – No. 2. – P. 129–145. DOI:10.1016/1359-8368(95)00035-6
15. Simites G.J., Sallam S., Yin W.H. Effect of delamination of axially loaded homogeneous laminated plates // AIAA Journal. – 1985. – Vol. 23. – No. 9. – P. 1437–1444. DOI: 10.2514/3.9104
16. Muc A, Stawiarski A. Identification of damages in composite multilayered cylindrical panels with delaminations // Composite Structures. – 2012. – Vol. 94. – No. 5. – P. 1871–1879. DOI:10.1016/j.compstruct.2011.11.026
17. Prediction of flange debonding in composite stiffened panels using an analytical crack tip element-based methodology / Z. Mikulik, D.W. Kelly, B.G. Prusty, R.S. Thomson // Composite Structures. – 2008. – Vol. 85. – No. 3. – P. 233–244. DOI:10.1016/j.compstruct.2007.10.027
18. Jian Li. Flange delamination prediction in composite structures with ply waviness // AIAA Journal. – 2000. – Vol. 38. – No. 5. – P. 893–897. DOI: 10.2514/2.1044
19. Camanho P.P., Davila C.G., Pinho S.T. Fracture analysis of composite co-cured structural joints using decohesion elements // Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures. – 2004. – Vol. 27. – No. 9. – P. 745–757. DOI: 10.1111/j.1460-2695.2004.00695.x
20. Steeves C.A., Fleck N. A. Compressive strength of composite laminates with terminated internal plies // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. – 2005. – Vol. 36. – No. 6. – P. 798–805. DOI:10.1016/j.compositesa.2004.10.024
21. McElroy M., Leone F., Ratcliffe J. Simulation of delamination-migration and core crushing in a CFRP sandwich structure // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. – 2015. – Vol. 79. – P. 192–202. DOI:10.1016/j.compositesa.2015.08.026
22. Аношкин А.Н., Ташкинов А.А. Прогнозирование несущей способности композитных фланцев корпусных деталей авиадвигателей / Перм. гос. техн. ун-т. – Пермь, 1998. – С. 101.
23. Аношкин А.Н., Ташкинов А.А. Нестационарные процессы накопления повреждений композитных фланцев при циклических нагрузках // Механика композитных материалов. – 1997. – Т. 33, № 5. – С. 449–454.
24. Аношкин А.Н., Ташкинов А.А., Грицевич А.М. Прогнозирование несущей способности композитных фланцев корпусных деталей авиадвигателей // Механика композитных материалов. – 1997. – Т. 33, № 3. – С. 255–262. DOI: 10.1007/s00158-010-0617-4
25. Расчет НДС и оценка прочности композитного фланца стеклопластикового кожуха авиационного газотурбинного двигателя / А.Н. Аношкин, М.В. Рудаков, И.С. Страумит, Е.Н. Шустова // Вестн. Уфим. гос. авиац. техн. ун-та. – 2011. – Т. 15, № 1 (41). – С. 67–75.
26. Repair of damage in aircraft composite sound-absorbing panels / A.N. Anoshkin, V.Y. Zuiko, M.A. Tashkinov, V.V. Silberschmidt // Composite Structures. – 2015. – Vol. 120. – P. 153–166. DOI:10.1016/j.compstruct.2014.10.001

27. Experimental-theoretical research of mechanical properties of perforated composite sandwich panels / A.N. Anoshkin, V. Yu. Zuiko, A.V. Tchugaynova, E.N. Shustova // Solid State Phenomena. – 2016. – Vol. 243. – P. 1–10. DOI:10.4028/www.scientific.net/SSP.243.1

References

1. Sapozhnikov S.B. Defekty i prochnost' armirovannykh plastikov [Defects and strength of reinforced plastics]. Cheliabinskii gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet, 1994. 162 p.
2. Senthil K., Arockiarajan A., Palaninathan R., Santhosh B., Usha K.M. Defects in composite structures: its effects and prediction methods – a comprehensive review. *Composite Structures*, 2013, vol. 106, pp. 139-149. DOI:10.1016/j.compstruct.2013.06.008
3. Bokhoeva L.A. Osobennosti rascheta na prochnost' elementov konstruksii iz izotropnykh i kompozitsionnykh materialov s dopustimymi defektami [Features of strength analysis of constructions elements made of isotropic and composite materials with allowed defects]. Ulan-Ude: Vostochno-Sibirskii universitet tekhnologii, 2007. 192 p.
4. Bolotin V.V. Defekty tipa rassloenii v konstruksiiakh iz kompozitnykh materialov [Delamination in composite constructions]. *Mechanics of Composite Materials*, 1984, no. 2, pp. 239-255.
5. Bolotin V.V. Mezhsloinoe razrushenie kompozitov pri kombinirovannom nagruzhenii [Delamination failure in composites under combined loading]. *Mechanics of Composite Materials*, 1988, no. 3, pp. 410-418.
6. Bolotin V.V. O dinamicheskom rasprostranении treshchin [About dynamic propagation of cracks]. *Journal of Applied Mathematics and Mechanics*, 1992, vol. 56, no. 1, pp. 150-162.
7. Troshin V.P. Vliianie prodol'nogo rassloeniia v sloistoii tsilindricheskoi obolochke na velichinu kriticheskogo vneshnego davleniia [Effect of longitudinal delamination of layered cylindrical shell on the critical external pressure]. *Mechanics of Composite Materials*, 1982, no. 5, pp. 838-842.
8. Troshin V.P. K ustoychivosti tsilindricheskikh obolochek s rassloeniami [The problem of delamination buckling of cylindrical shell]. *Mechanics of Composite Materials*, 1981, no. 4, pp. 729-731.
9. Tarnopol'skii Iu. M. Rassloenie szhimaemykh sterzhnei iz kompozitov [Delamination of composite rods under compression]. *Razrushenie kompozitnykh materialov*, 1979, no. 2, pp. 160-166.
10. Doan Chak Luat, Lur'e S.A., Dudchenko A.A. Modelirovanie degradatsii svoistv kompozita pri rastreskivanii i rassloenii pri staticheskom i tsiklicheskom nagruzhenii [Modeling of the properties degradation due to cracking and delamination for the static and cyclic loadings]. *Composite Mechanics and Design*, 2008, vol. 14, no 4, pp. 623-637.
11. Bottega W.J., Maewal A. Delamination buckling and growth in laminates. *Journal Applied Mechanics*, 1983, vol. 50, no 1, pp. 184-189. DOI:10.1115/1.3166988
12. Chai H., Babcock C.D., Knauss W.G. One dimensional modeling of failure in laminated plates by delamination buckling. *International Journal of Solids and Structures*, 1981, vol. 27, no. 11, pp. 1069-1083. DOI:10.1016/0020-7683(81)90014-7
13. Chai H., Babcock C.D. Two-dimensional modeling of compressive failure in delaminated laminates. *Journal of Composite materials*, 1985, vol. 19, no. 1, pp. 67-91. DOI: 10.1177/002199838501900105
14. Bolotin V.V. Delaminations in composite structures: its origin, buckling, growth and stability. *Composites Part B: Engineering*, 1996, vol. 27, no. 2, pp. 129-145. DOI:10.1016/1359-8368(95)00035-6
15. Simites G.J., Sallam S., Yin W.H. Effect of delamination of axially loaded homogeneous laminated plates. *AIAA Journal*, 1985, vol. 23, no. 9, pp. 1437-1444. DOI: 10.2514/3.9104
16. Muc A, Stawiarski A. Identification of damages in composite multilayered cylindrical panels with delaminations. *Composite Structures*, 2012, vol. 94, no. 5, pp. 1871-1879. DOI:10.1016/j.compstruct.2011.11.026
17. Mikulik Z, Kelly D.W, Prusty B.G, Thomson R.S. Prediction of flange debonding in composite stiffened panels using an analytical crack tip element-based methodology. *Composite Structures*, 2008, vol. 85, no. 3, pp. 233-244. DOI:10.1016/j.compstruct.2007.10.027

18. Jian Li. Flange delamination prediction in composite structures with ply waviness. *AIAA Journal*, 2000, vol. 38, no 5, pp. 893-897. DOI: 10.2514/2.1044
19. Camanho P.P., Davila C.G., Pinho S.T. Fracture analysis of composite co-cured structural joints using decohesion elements. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 2004, vol. 27, no. 9, pp. 745-757. DOI: 10.1111/j.1460-2695.2004.00695.x
20. Steeves C.A., Fleck N.A. Compressive strength of composite laminates with terminated internal plies. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2005, vol. 36, no. 6, pp. 798-805. DOI:10.1016/j.compositesa.2004.10.024
21. McElroy M., Leone F., Ratcliffe J. Simulation of delamination-migration and core crushing in a CFRP sandwich structure. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2015, vol. 79, pp. 192-202. DOI:10.1016/j.compositesa.2015.08.026
22. Anoshkin A.N., Tashkinov A.A. Prognozirovanie nesushchey sposobnosti kompozitnykh flantsev korpusnykh detaley aviadvigatelye [Prediction of carrying capacity of composite flanges for the aircraft engine casing parts]. Permskii gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet, 1998. 101 p.
23. Anoshkin A. N., Tashkinov A. A. Nonsteady-state damage accumulation processes in composite flanges under cyclic loads. *Mechanics of Composite Materials*, 1997, vol. 33, no. 5, pp. 449-454. DOI: 10.1007/BF02256899
24. Anoshkin A. N., Tashkinov A. A., Gritsevich A. M. Prediction of the bearing capacity of composite flanges for aircraft-engine casing parts. *Mechanics of Composite Materials*, 1997, vol. 33, no. 3, pp. 255-262. DOI: 10.1007/BF02256083
25. Anoshkin A.N., Rudakov M.V., Straumit I.S., Shustova E.N. Raschet NDS i otsenka prochnosti kompozitnogo flantsa stekloplastikovogo kozhukha aviatsionnogo gazoturbinnogo dvigatel'ia [Stress-strain analysis and strength prediction of composite flange of fiberglass shell for aircraft gas turbine engine]. *Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviatsionnogo tekhnologicheskogo universiteta*, 2011, vol. 15, no. 1 (41), pp. 67-75.
26. Anoshkin A.N., Zuiko V.Y., Tashkinov M.A., Silberschmidt V.V. Repair of damage in aircraft composite sound-absorbing panels. *Composite Structures*, 2015, vol. 120, pp. 153-166. DOI:10.1016/j.compstruct.2014.10.001
27. Anoshkin A.N., Zuiko V.Yu., Tchugaynova A.V., Shustova E.N. Experimental-theoretical research of mechanical properties of perforated composite sandwich panels. *Solid State Phenomena*, 2016, vol. 243, pp. 1-10. DOI:10.4028/www.scientific.net/SSP.243.1