

УДК 629.083:629.021:67.019
EDN DYFKBG (<https://elibrary.ru/dyfkbg>)
DOI 10.33113/mkmk.ras.2025.31.01.08



ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ РЕАЛЬНЫХ ПРОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕМЕНТОВ КОМПОЗИЦИОННЫХ ТРЕХСЛОЙНЫХ ПАНЕЛЕЙ, ВЫРЕЗАННЫХ ИЗ АГРЕГАТА ЛА

Павлов М.В., Титов С.А., Свиридов А.А., Бурдов А.А.

*Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского,
г. Жуковский, Россия*

АННОТАЦИЯ

Представлены результаты исследований упругих и прочностных характеристик образцов трехслойных панелей при торцевом сжатии, вырезанных из реальной конструкции гражданского летательного аппарата (ЛА), состоящих из тонких углепластиковых обшивок и сотового алюминиевого заполнителя, изготовленных из Российских материалов. Установлено, что при испытаниях трехслойных панелей на торцевое сжатие для получения точных характеристик свойств материалов с наименьшими разбросами значений, также отсутствия незачетного разрушения в виде смятия в зоне приложения нагрузки, в обязательном порядке необходимо проводить укрепление нагружаемых торцов. Выполнено расчетно-экспериментальное обоснование конструктивных параметров образцов, в частности получены рациональные значения глубины упрочнения торцов и ширины образцов для обеспечения разрушения в рабочей, зачетной зоне, а также минимизации трудоемкости работ при их подготовке к проведению испытаний на прочность при торцевом сжатии. Разработана методика подготовки образцов к испытанию с учетом требований ГОСТ Р 56809-2015, а также выбран клеевой компаунд, который может быть использован для укрепления торцов. Проведен анализ применимости методики упрочнения для образца стандартной геометрии (в соответствии с методикой испытания ГОСТ и ASTM) на разных толщинах заполнителя с целью определения ограничений данной методики при испытаниях на торцевое сжатие и получения разрушений образца в рабочей, зачетной зоне. Помимо этого, проведена оценка с применением конечно-элементного расчета ограничений толщин трехслойных панелей для выбранной методики упрочнения. Получена допустимая толщина трехслойной панели, при которой обеспечивается разрушение в зачетной области, для панелей большей толщины происходит накопление значительных пластических деформаций в заполнителе, что в конечном итоге приводит к незачетному разрушению.

Ключевые слова: полимерные композиционные материалы (ПКМ); конструктивно-подобный образец; трехслойные панели; испытания при сжатии; упрочнение; торцы; метод конечных элементов (МКЭ)

EXPERIMENTAL DETERMINATION OF THE ACTUAL STRENGTH CHARACTERISTICS FOR THE ELEMENTS OF THREE-LAYER PANELS CUT FROM THE AIRCRAFT ASSEMBLY

Pavlov M.V., Titov S.A., Sviridov A.A., Burdov A.A.

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky, Zhukovsky, Russia

ABSTRACT

The article presents the results of studies of elastic and strength characteristics for samples under end compression, three-layer panels cut from a real aircraft structure consisting of carbon fiber sheaths and honeycomb aluminum filler. The necessity of strengthen the loaded ends in testing three-layer panels for end compression, in order to obtain accurate characteristics of the properties of materials with the smallest variations in values, was show. The design parameters of the samples were substantiated by calculation and experiment, in particular, rational values of the depth of hardening of the ends and the width of the samples were obtained to ensure destruction in the working, test zone, as well as to minimize the complexity of work in their preparation for strength tests. A methodology for preparing samples for testing was developed taking into account the requirements of ASTM C364, and an adhesive compound has been selected that can be used to strengthen the ends. The analysis of the applicability of the hardening technique for a sample of standard geometry (in accordance with the GOST and ASTM test procedure) was carried out at different filler thicknesses in order to determine the limitations of this technique during end compression tests and to obtain sample damage in the working area. In addition, an assessment was carried out using a finite element calculation of the thickness limits of three-layer panels for the selected hardening technique. An acceptable thickness of a three-layer panel was obtained, which ensures destruction in the scoring area, for panels of greater thickness, significant plastic deformations accumulate in the filler, which ultimately leads to non-scoring destruction.

Keywords: polymer composite materials (PCM); structurally similar sample; three-layer panels; test under end compression; strengthen; finite element method; FEM

ВВЕДЕНИЕ

Полимерные композиционные материалы, в том числе трехслойные панели с алюминиевым сотовым наполнителем применяются в отечественной авиации с начала 70-х годов прошлого столетия [1]. На сегодняшний момент разработаны типовые требования к характеристикам материалов и конструкций, а также к методам их испытаний на прочность [2,3].

Для обеспечения требований, которым отвечают современные авиационные конструкции, изготовленные из полимерных композиционных материалов (ПКМ), необходимо подтверждение прочностных и упругих характеристик материала и элементов конструкции на образцах, вырезаемых из агрегатов и крупноразмерных конструктивно-подобных образцах (КПО). Результаты испытаний таких образцов учитывают основные технологические особенности формования реальных элементов конструкций из ПКМ, практически не воспроизводимых при исследовании образцов из специально изготовленных технологических панелей. Данные особенности могут существенно влиять на конечные значения прочностных и упругих характеристик деталей, а также на разброс их значений [4], в отличие от полученных при испытаниях специально подготовленных методических образцов, включая вырезаемые из плоских технологических панелей или образцов свидетелей.

В случае трехслойного композитного материала, состоящего из обшивок и сотового заполнителя, возникает сложность в обеспечении необходимых допусков по форме и расположению поверхностей образцов (плоскостность и параллельность торцевых кромок), к которым прикладывается нагрузка, что обуславливается различающимися механическими характеристиками трехслойной композитной обшивки, изготавливаемой из угле- и стеклопластиков и заполнителя [5,6]. Также актуальной становится задача упрочнения торцевых

кромek панелей для исключения нерасчетного смятия локальной зоны и обеспечения равномерного перераспределения силового потока через торцы композитной обшивки в случае проведения испытаний торцевым сжатием при минимизации влияния краевого эффекта.

Исследованиями краевых эффектов, в частности влияния заделки и передачи силового потока от нагружающих элементов в деталях, занимаются с 19-го столетия, одним из первых – Сен-Венан [7]. При этом проблемы, связанные с определением влияния краевых эффектов, до сих пор являются актуальными. Задачам определения их влияния на распределение напряжений в рабочей зоне исследуемых образцов в настоящее время посвящены расчетно-экспериментальные исследования, проводимые в ЦАГИ [8]. Показано, что современные расчеты с применением методов конечных элементов достаточно хорошо позволяют оценить влияние краевых эффектов на поле распределения напряжений при расчете напряженно-деформированного состояния образцов из слоистого полимерного композиционного материала.

Решение задач выбора рациональных конструктивных параметров композитных трехслойных панелей для обеспечения необходимой несущей способности рассмотрено, например, в работах [9,10].

В настоящей работе рассматривается методика подготовки к проведению испытаний при торцевом сжатии композитных трехслойных образцов, состоящих из углепластиковых обшивок и сотового наполнителя. Также проведено расчетно-экспериментальное исследование, обосновывающее конструктивные параметры образцов, вырезаемых из реальных элементов конструкции агрегатов ЛА, для экспериментального определения прочностных и упругих характеристик. Определенные конструктивные параметры обеспечивают минимизацию трудоемкости работ при подготовке образцов к испытаниям на прочность. Выполнен расчет по определению допустимых толщин сотового алюминиевого наполнителя из условия разрушения образцов при испытаниях на торцевое сжатие в рабочей зачетной зоне.

1. ИСПЫТЫВАЕМЫЕ ОБРАЗЦЫ

Определение прочностных характеристик при торцевом сжатии трехслойных образцов может проводиться по двум методикам: ASTM C364 [2] и ГОСТ Р 56809-2015 [3]. Испытания проводятся на образцах размером 50x50 мм с упрочненными клеевым компаундом торцами.

При проведении исследования были вырезаны фрагменты из панелей механизации гражданского самолета, изготовленных в заводских условиях с учетом всех технологических особенностей формования серийных деталей. Из панелей ручным инструментом вырезались фрагменты размером около 400x400 мм для дальнейшей обработки на специализированном фрезерном станке с ЧПУ. Образцы для испытаний подготавливались в следующей последовательности:

1. вырезались полосы размером 400x50 мм с обеспечением параллельности и плоскостности боковых граней в соответствии с требованиями ГОСТ Р 56809-2015;
2. полученные полосы разделялись на образец 50x52 мм, дополнительный припуск +1 мм на сторону оставлен для последующей приторцовки после нанесения упрочняющего компаунда;
3. удалялся сотовый наполнитель на глубину, рассчитанную в разделе 2;

4. заполнение полости с торцевой стороны клеем конструкционного назначения ВК-27, его отверждение;
5. приторцовка упрочненных граней образцов с обеспечением параллельности и плоскостности их в соответствии с требованиями ГОСТ Р 56809-2015.

Схематичное изображениеготавливаемых образцов представлено на рис.1. Все размеры и требования к поверхностям указаны в соответствии с ГОСТ Р 56809-2015 [3].

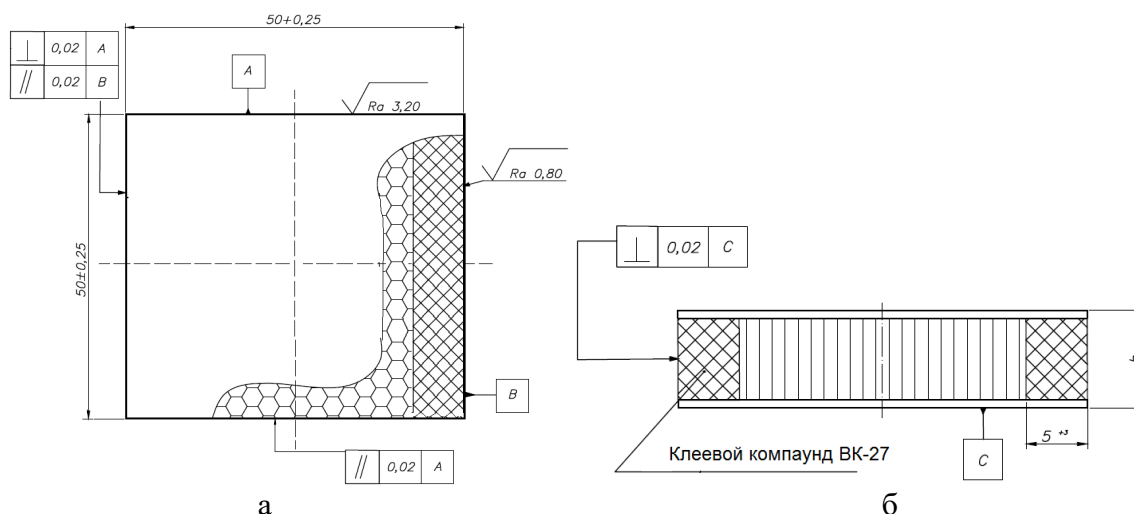


Рис.1. Схема образца с упрочненными торцевыми гранями для испытаний при сжатии: а) в продольном направлении; б) в поперечном направлении.

Клеевой композит использовался для упрочнения торцов образца, к которым прикладывается нагрузка, с целью снижения напряжения смятия и перераспределения силового потока на боковые поверхности образца обшивки, изготовленные из углепластика. Для обеспечения отсутствия разрушения при сдвиге в зоне соединения упрочняющего композита и обшивок использовался конструкционный клей ВК-27, $\tau_{сдв.} \sim 2,3 \text{ кГс/мм}^2$.

На рис.2 представлен образец, подготовленный для проведения испытаний при торцевом сжатии, вид на упрочненный торец.

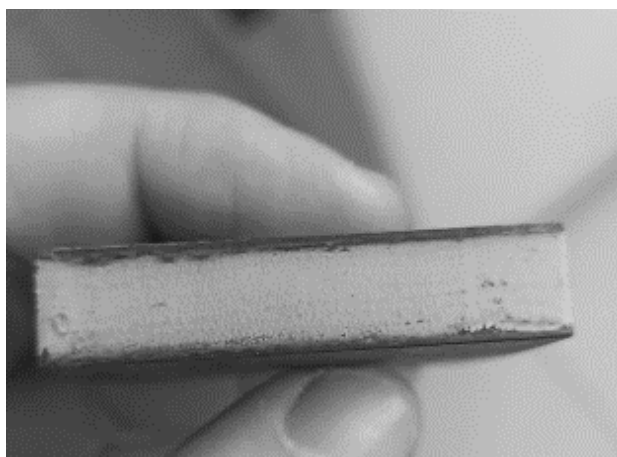


Рис.2. Фотография образца с упрочненными торцевыми гранями для испытаний при сжатии.

Одним из важных требований к методике подготовки образцов для проведения испытаний является снижение трудоемкости, вследствие необходимости обеспечения испытаний их большого количества – несколько сотен. Пример серии образцов в количестве ~ 300 шт., подготовленных к прочностным испытаниям, представлен на рис.3. На рисунке образцы с одинаковыми толщинами собраны в кассеты по 5-15 штук.

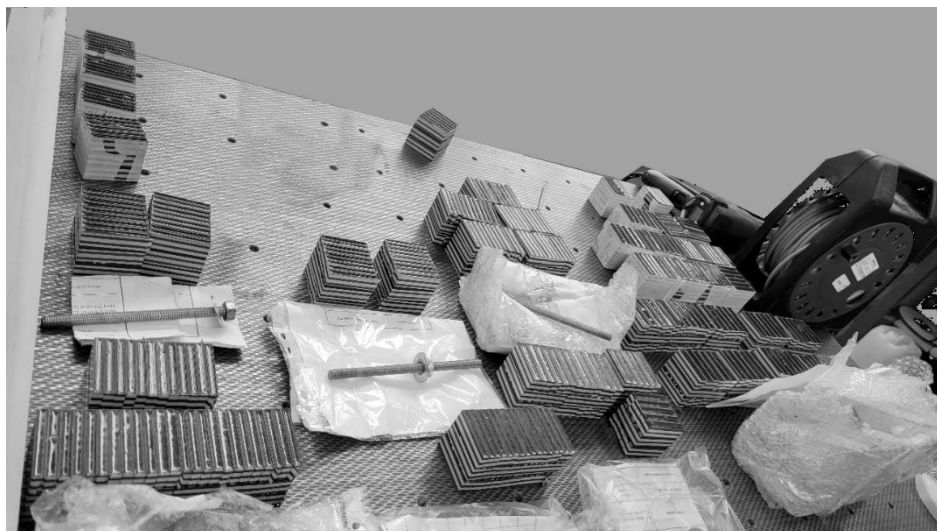


Рис.3. Фотография одной серии образцов, подготавливаемых к проведению прочностных испытаний при торцевом сжатии.

2. ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ИЗМЕНЕНИЯ ГЛУБИНЫ УПРОЧНЕНИЯ ТОРЦОВ

В разделе рассматривается влияние глубины упрочняющего слоя на торце, к которому прикладывается нагрузка в процессе испытаний, прочностные и упругие характеристики образцов. Решение данной задачи позволило определить рациональное значение глубины упрочнения, в том числе для минимизации трудоемкости при подготовке образцов к испытаниям. Рассматриваются три варианта упрочнения торцов с разной глубиной, а также для сравнения приводятся результаты нагружения образца без упрочнения торцов. Использовалась стандартная форма трехслойного образца согласно стандарту ГОСТ Р 56809-2015 [3] и ASTM C364 [2], 50x50 мм, общая толщина образца – 8.04 мм, толщина сотового заполнителя – 6.04 мм. Обшивки образца выполнены из ПКМ армированными углеволокнами, в качестве заполнителя используются соты из Д16Т.

На рис.4 представлена структура образца для испытаний на торцевое сжатие и форма сот, использованные для моделирования.

Конечно-элементный анализ выполнен в программном комплексе «ABAQUS». Обшивки трехслойного образца моделируются объемными оболочечными восьмиузловыми элементами SC8R. Для сотового заполнителя использовались плоские 4-х узловые элементы S4R [12]. Контакт между обшивками и сотовым заполнителем учитывался как постоянно склеенный посредством Эйлера-Лагранжевых контактных элементов при моделировании клеевого слоя. В модели используется 73276 элементов и 99020 узлов, размер

конечного элемента выбран на основе исследований сходимости результатов расчетов и равен 1.0 мм.

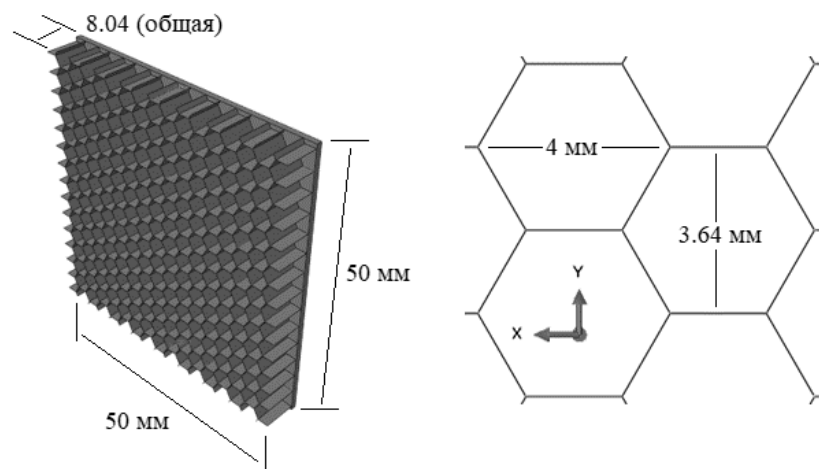


Рис.4. Трехслойный образец для испытаний по ASTM C364, верхняя обшивка для наглядности условно не показана.

Образец нагружается посредством приложения распределенной нагрузки по торцу 1 и полного закрепления с противоположного торца 2, что повторяет условия нагружения в эксперименте (рис.5), выполненном в соответствии с [6] и [2]. Решается задача статического сжатия в нелинейной постановке, с оценкой критических напряжений с использованием 3-х критериев разрушения: Хашина, Мизеса-Генки и Максимальных напряжений в направлении 1 (s_{11}) [12].

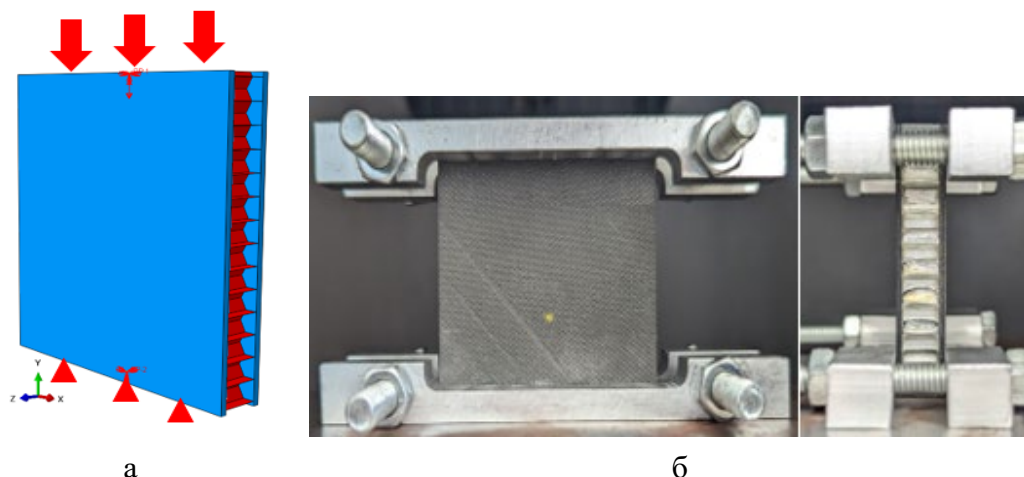


Рис.5. а) схема нагружения образца; б) фотография образца, установленного в оснастку.

2.1. Анализ и результаты расчета.

На рис.6. представлено распределение напряжений для образца с неупрочненными торцами. Напряжения в направлении s_{11} , которые полностью идентичны распределению по Мизесу. Как можно заметить максимальные напряжения концентрируются около нагружаемого торца, что совпадает с инициацией повреждения по критерию Хашина для моды сжатие волокна. Разрушение образца происходит при нагрузке 3750 кГс и перемещении нагружаемого торца на 1,09 мм.

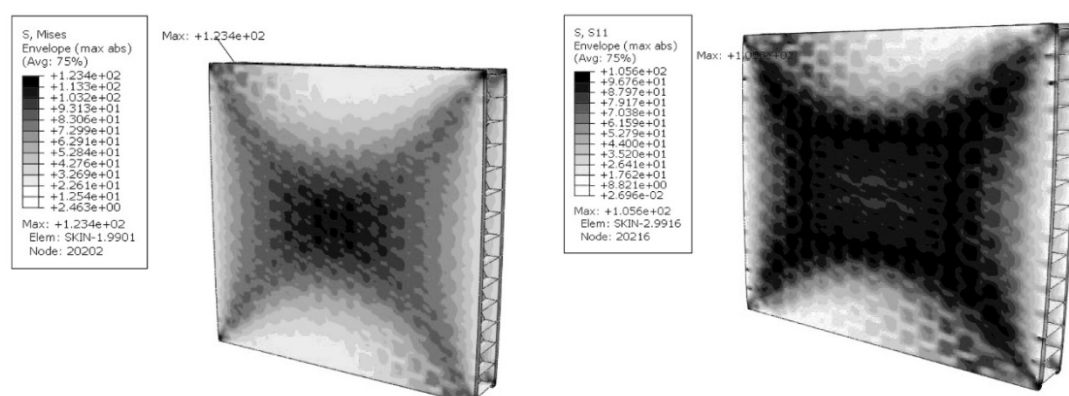


Рис.6. Распределение напряжений по Мизесу и Максимальных напряжений, для образца с неупрочненными торцами, [кГс/мм²].

По стандарту ASTM C364 данное разрушение считается не зачетным, так как находится на расстоянии не более одной толщины от торца образца, и расчетные значения считаются не верными.

Для получения зачетного разрушения по стандарту предлагается заполнить нагружаемые торцы трехслойной панели клеевым компаундом – ВК-27.

С применением разработанной модели выполнен расчет поля распределения действующих напряжений в образце в зависимости от глубины торцевого упрочнения, с целью определения его рационального значения.

На рис.7. представлено распределение напряжений для образца с глубиной упрочнения торцов 2.5 мм.

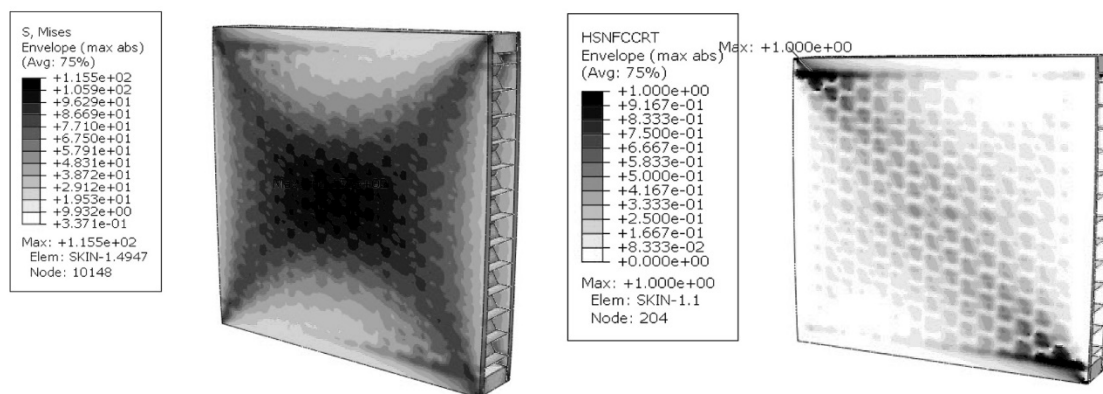


Рис.7. Распределение напряжений по Мизесу [кГс/мм²] и Хашина [-], для образца с глубиной упрочнения торцов 2.5 мм.

Если сравнить рис.6 и рис.7 можно заметить, что даже небольшое по глубине упрочнение торцов уже существенно меняет распределение напряжений, смещая концентрацию максимальных напряжений к центру образца с упрочненными торцами. Концентрация напряжений по критерию «Максимальных напряжений» перераспределяется на 2,5 мм от края, то есть на глубину упрочнения торца. Разрушение образца происходит при нагрузке 3802 кГс и перемещениях 1.11 мм. Как и в случае распределения напряжений можно заметить, что изменился характер распределения напряжений при инициации разрушения.

На рис.8 и рис.9 представлены распределения напряжений и инициация повреждений по критерию Хашина для образцов с глубиной упрочнения торцов 5 мм и 10 мм, соответственно.

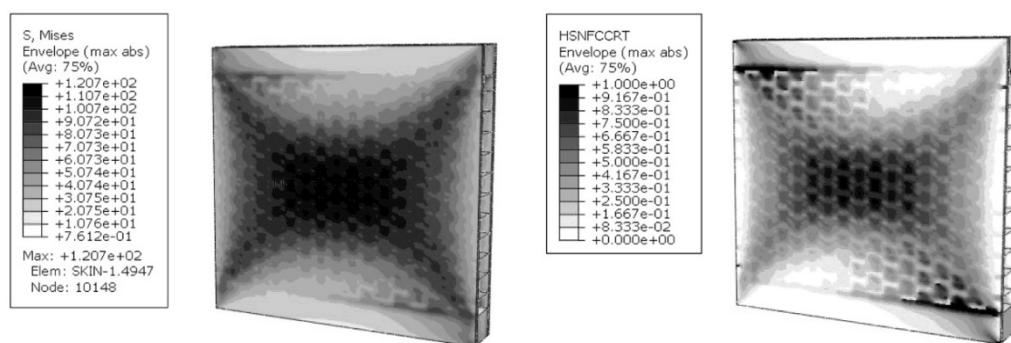


Рис.8. Распределение напряжений по Мизесу [кГс/мм²] и инициация повреждений по критерию Хашина [-], для образца с глубиной упрочнения торцов 5 мм.

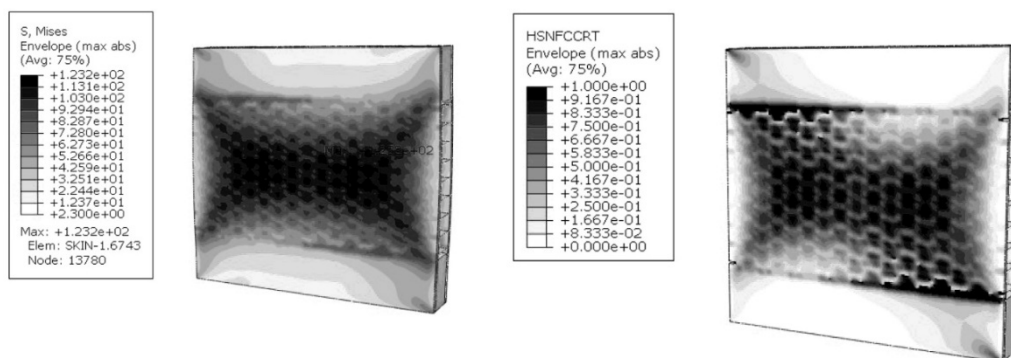


Рис.9. Распределение напряжений по Мизесу [кГс/мм²] и инициация повреждений по критерию Хашина [-], для образца с глубиной упрочнения торцов 10 мм.

Разрушение образца с упрочненными торцами 5 мм происходит при нагрузке 3992 кГс и перемещениях нагружаемой кромки 1,21 мм. Разрушение образца с упрочненными торцами 10 мм происходит при нагрузке 4486 кГс и перемещениях нагружаемой кромки 1,32 мм.

На рис.10 представлена диаграмма зависимости «нагрузка-перемещение» для всех образцов. Это сделано в связи с тем, что образцы выполнены в виде трехслойной конструкции – между двумя обшивками из ПКМ находится сотовый наполнитель, а в каждом из трех элементов конструкции действующее напряжение свое и получено в выполненном расчете. Однако приведение отдельно зависимостей «напряжение-перемещение» усложнит представленный материал и не повлияет на итоговый результат.

Как можно заметить из диаграммы, первые три модели: модель без упрочнения, при упрочнении 2.5 мм и при упрочнении 5 мм демонстрируют примерно одинаковую жесткость. Модель с упрочнением 10 мм является более жесткой. Таким образом такое сильное заполнение оказывает влияние на результат расчета упругих характеристик.

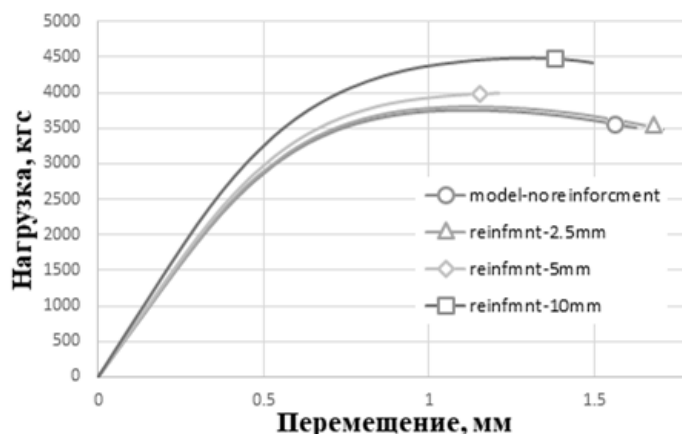


Рис.10. Диаграмма зависимости «нагрузка-перемещение» для моделей с разной глубиной упрочнения торцов.

3. ИССЛЕДОВАНИЕ ОГРАНИЧЕНИЙ ДЛЯ ТОЛЩИН СОТОВЫХ ПАНЕЛЕЙ ПРИ УПРОЧНЕНИИ С ГЛУБИНОЙ 5 мм

Поскольку задача определения прочностных характеристик может возникнуть после изготовления агрегата или элемента конструкции и быть обусловлена особенностями формования в конкретной зоне, образцы для испытаний на прочность могут вырезаться из готовых агрегатов и элементов конструкций. При этом вырезаемые образцы будут иметь различные толщины, в том числе превышающие определяемые по ГОСТ Р 56809-2015 [3].

В этой связи проводится конечно-элементное моделирование трехслойной панели на торцевое сжатие и упрочнение с глубиной 5 мм с целью определения допустимого значения толщины сотового наполнителя в элементе конструкции ЛА, позволяющее определить прочностные и упругие характеристики.

Для решения задачи были построены модели с общей толщиной трехслойной панели от 3 мм (1 мм сотовый наполнитель) до 50 мм, рис.11.

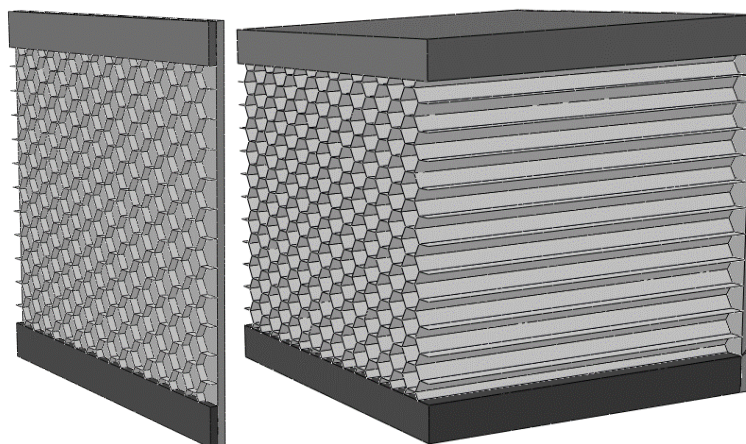


Рис.11. Варьирование толщины сотового наполнителя.

Схема и условия нагружения были аналогичны разделу 1. Толщина трехслойной панели изменялась с помощью сотового наполнителя, при этом толщины обшивок оставались постоянными для всех моделей, и составляли 1 мм. В результате нагружения трехслойных панелей была построена диаграмма зависимости разрушающей нагрузки от толщины сотового наполнителя.

Как можно заметить на рис.12 при толщинах трехслойной панели от 3 мм до 49 мм происходит линейное возрастание разрушающей нагрузки, после чего при толщинах от 50 мм и до 80 мм происходит резкий скачок до значения ~5700 кгс и дальнейший незначительный прирост. Примерно такая закономерность наблюдается при построении диаграммы зависимости «перемещение нагружающего торца-толщина трехслойной панели» (рис.13).

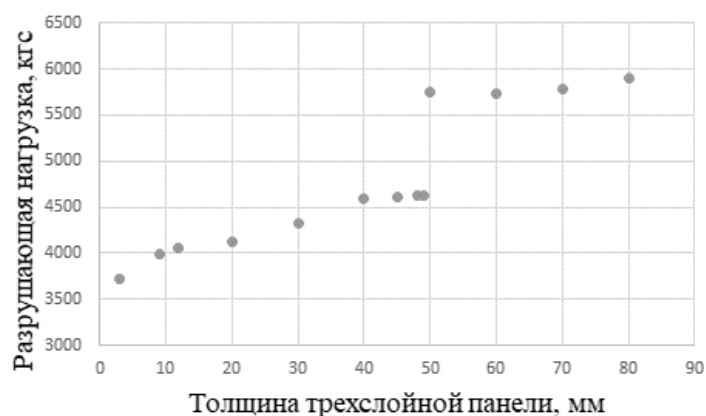


Рис.12. Диаграмма зависимости «разрушающая нагрузка-толщина трехслойной панели».

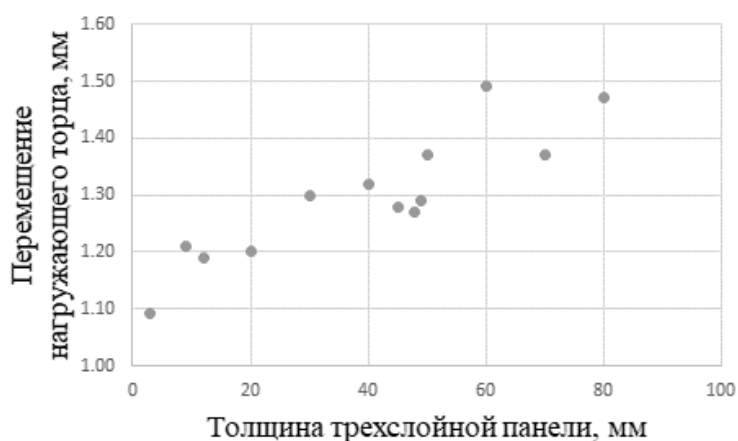


Рис.13. Диаграмма зависимости «перемещение нагружающего торца-толщина трехслойной панели».

Также отмечено, что происходит перераспределение напряжений от модели толщиной 49 мм к модели толщиной 50 мм. Модели с толщинами от 3 мм до 49 мм демонстрируют схожее распределение, которое заключается в концентрации напряжений преимущественно в центральной части, рис.14,16.

В случае толщин образцов превышающих 50 мм (см. рис.15) распределение напряжений заметно отличается. Максимальные напряжения сместились из центра панели к краям, что демонстрирует совершенно иной характер напряженного состояния, который в конечном итоге приведет к изменению места разрушения. Данное перераспределение напряженного состояния может быть связано с тем, что увеличивается площадь нагружаемого торца в моделях с толщиной от 3 мм до 49 мм и развитие пластических деформаций является недостаточной, чтобы оказать влияние на общее распределение напряжений.

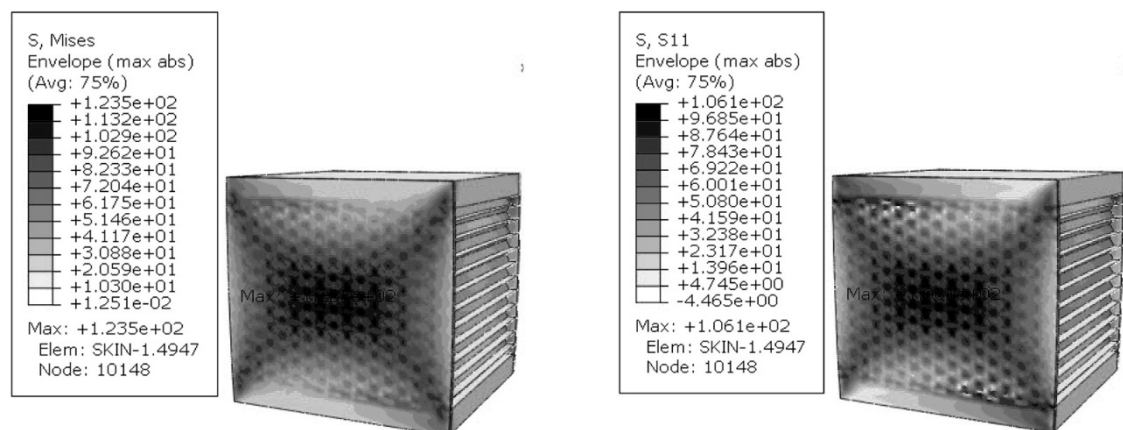


Рис.14. Распределение напряжений по Мизесу и Максимальных напряжений, модель трехслойной панели с толщиной 49 мм, [кГс/мм²].

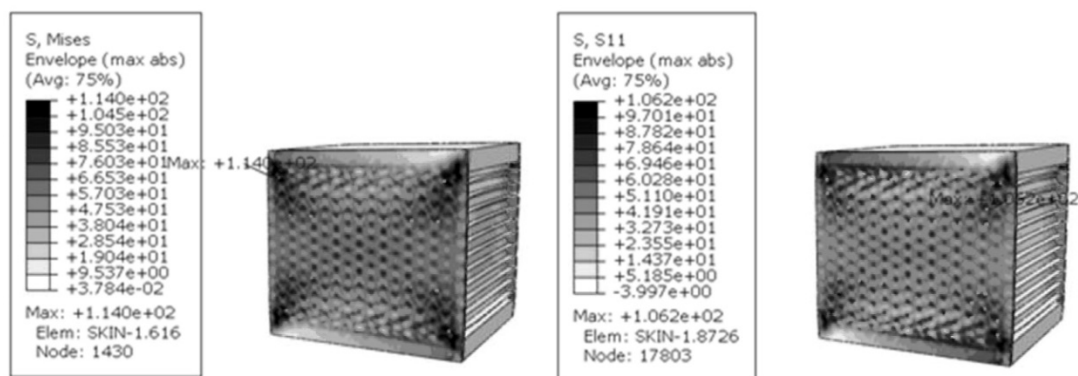


Рис.15. Распределение напряжений по Мизесу, модель трехслойной панели с толщиной 50 мм.

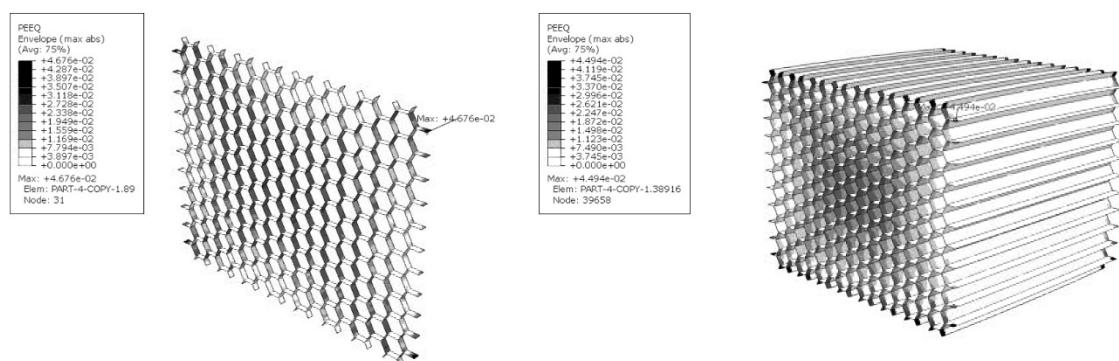


Рис.16. Пластические деформации в модели 3 и 49 мм.

В модели толщиной 50 мм накопление пластических деформаций достигает некоего предела, после которого происходит перераспределение напряжений из центральной части образца к нагружаемым торцам, рис.17. Для наглядной демонстрации изгиба на рис.17б деформации приведены в масштабе 5:1.

Разрушение образцов инициируется в зоне контакта сотового наполнителя с углепластиковой обшивкой, после потери связи между ними обшивка теряет устойчивость и разрушается. В случае образцов с толщиной более 50 мм происходит перераспределение напряжений в сотовом наполнителе на торцевые области (рис.17), подкрепленные упрочняющим клеевым компаундом, а также

выравнивается поле распределения напряжения в центральной части. За счет дополнительного механического упрочнения в торцевых зонах разрушения связей между сотовым наполнителем и обшивкой не происходит, что приводит к повышению несущей способности образца, рис.11. Данный эффект приводит к незначительному разрушению образца и для испытания панелей толщиной свыше 50 мм требуется доработка методики испытаний.

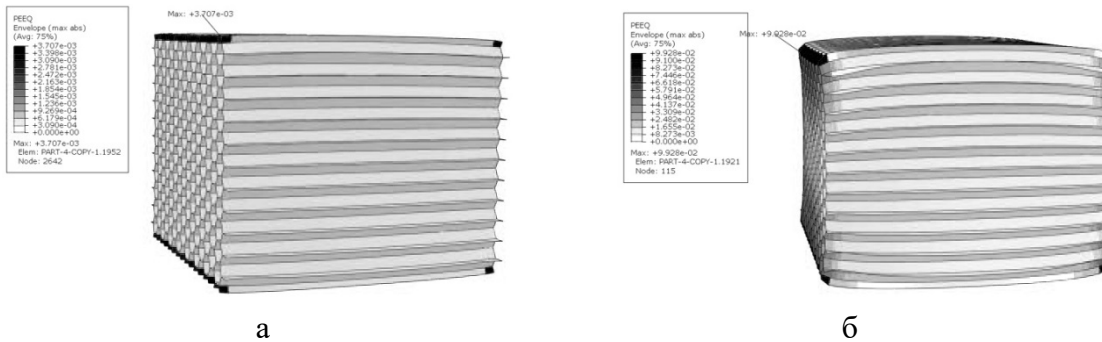


Рис.17. Пластические деформации модели 50 мм. а) конец линейной части диаграммы нагрузка-перемещение примерно 0.7 мм, б) разрушение образца.

4. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ НА ПРОЧНОСТЬ ИЗГОТОВЛЕННЫХ ОБРАЗЦОВ

Полученные результаты моделирования показали, что образец при сжатии без упрочнения разрушается при смятии торцов, что не является зачетным видом разрушения в соответствии со стандартом ASTM C364 [2] и ГОСТ Р 56809-2015 [3].

Данный тип разрушения был также продемонстрирован в работе [13], при расчетно-экспериментальном анализе комбинированных трехслойных панелей, рис.18.

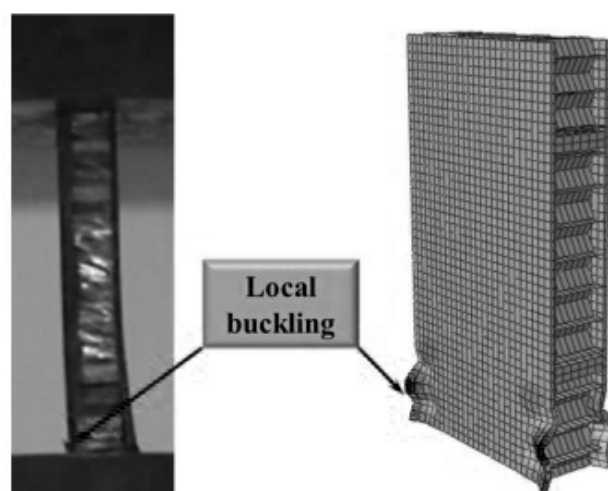


Рис.18. Сравнение моды разрушения в эксперименте и конечно-элементном расчете [13].

Как было показано в процессе моделирования (раздел 2.1), при упрочнении торцов напряжения стремятся перераспределиться ближе к центру, что приводит

к разрушению в центральной части образца. Это сходится с результатами, полученными в ходе эксперимента, рис.19.

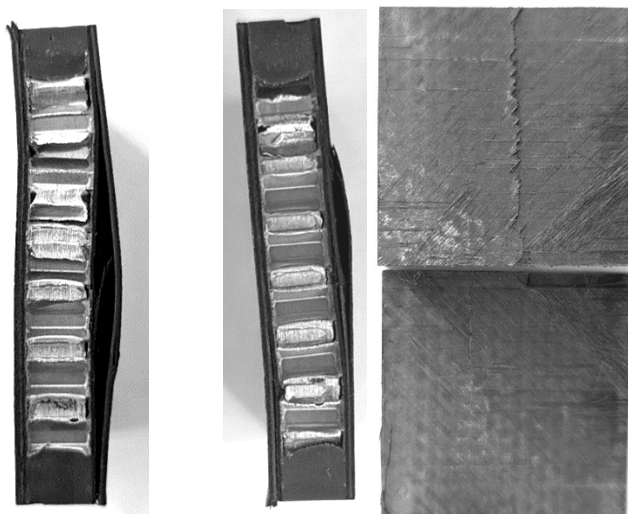


Рис.19. Разрушение образца в эксперименте.

При сравнении расчетных моделей по разрушающей нагрузке с разной толщиной упрочнения установлено, что модель с толщиной 5 мм показала наиболее низкое расхождение с результатами эксперимента (в качестве значения взята средняя разрушающая нагрузка) (рис.20).

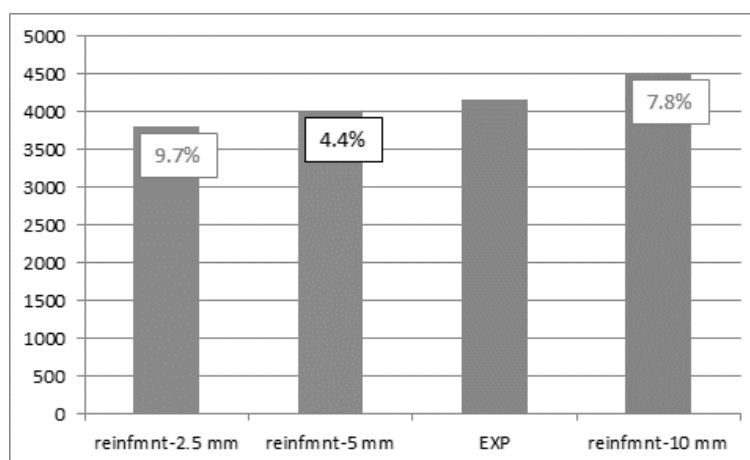


Рис.20. Отклонение по разрушающей нагрузке в процентах для моделей с разной толщиной упрочнения и средние значения полученные в эксперименте.

При этом стоит учитывать, что минимизация глубины упрочнения торцов обеспечивает наиболее близкие к полученным при испытании исходных неупрочненных образцов значения упругих характеристик, рис.9. Однако малая глубина упрочнения снижает нагрузку, при которой происходит смятие торцов образцов, что является незачетным разрушением. В этой связи выбранное значение глубины упрочнения, равное ~ 5.0 мм, обеспечивает разрушение образцов в центральной рабочей зоне, а также близкие к исходным неупрочненным образцам упругие характеристики.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представлена методика подготовки к проведению испытаний при торцевом сжатии композитных трехслойных образцов, состоящих из углепластиковых обшивок и сотового заполнителя, вырезаемых из реальных агрегатов летательного аппарата.

Представлены результаты расчетно-экспериментального исследования, обосновывающего конструктивные параметры образцов, позволяющие обеспечить разрушение образцов в зачетной рабочей зоне с получением их реальных прочностных и упругих характеристик.

Выполнено конечно-элементное моделирование трехслойной панели при стандартном испытании на торцевое сжатие согласно стандарту ASTM C364 [2] и ГОСТ Р 56809-2015 [3] с варьированием толщины трехслойной панели от 3 до 50 мм.

Выполнен расчет по определению допустимых толщин сотового алюминиевого наполнителя, которые обеспечивают разрушение образцов размером 50x50 мм при испытаниях на торцевое сжатие в рабочей зачетной зоне. Показано, что параметры образцов, определенные в ГОСТ Р 56809-2015 [3], имеют существенный запас по толщине сотового алюминиевого наполнителя.

Показано, что при испытании образцов по стандарту ASTM C364 [2] и ГОСТ Р 56809-2015 [3] на торцевое сжатие для отсутствия смятия торцов и минимизации изменения упругих характеристик в образцах необходимо дополнительно их укреплять за счет нанесения клеевого компаунда между композитными обшивками на глубину 5.0 мм, чтобы перераспределить потоки сил и снизить концентрацию максимальных напряжений сдвигая с краев ближе к центральной части трехслойного образца.

В результате расчетного моделирования показана зависимость увеличения глубины упрочнения торцов с увеличением предельных напряжений разрушения при сжатии и получаемых упругих характеристик исследованных образцов трехслойной панели.

ЛИТЕРАТУРА

- 1 Фейгенбаум Ю.М., Бутушин С.В., Божевалов Д.Г., Соколов Ю.С. *Композиционные материалы и история их внедрения в авиационные конструкции* // Научный вестник ГосНИИ ГА. – 2015. – №7(318). – С.24-37.
- 2 *ASTM C364 Standard Test Method of Edgewise Compressive Strength of Sandwich Constructions.*
- 3 *ГОСТ Р 56809-2015. Композиты полимерные. Метод определения предела прочности на сжатие параллельно плоскости «сэндвич»-конструкции.*
- 4 Павлова С.А. *Анализ контактного взаимодействия полимерного сотового заполнителя с несущими слоями в трёхслойных конструкциях* // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2021. – Т.20. – №1. – С.87-96.
- 5 Замула Г.Н., Колесник К.А. *Способы повышения весовой эффективности применения композиционных конструкций* // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. – 2018. – №10. – С.14-24.
- 6 Малышева Г.В., Гращенков Д.В., Гузева Т.А. *Оценка технологичности использования клеев и клеевых препрегов при изготовлении трехслойных панелей* // Авиационные материалы и технологии. – 2018. – №4(53). – С.26-30.

- 7 Сен-Венан Б. Мемуар о кручении призм. Мемуар об изгибе призм. – М.: Государственное Издательство физико-математической литературы, 1961. – 518 с.
- 8 Дударьков Ю.И., Левченко Е.А., Лимонин М.В. Влияние структуры пакета на краевые эффекты в слоистых композитах // Исследования наукограда. – 2014. – №3(9). – С.25-30.
- 9 Комаров В.А., Куцевич К.Е., Павлова С.А., Тюменева Т.Ю. Оптимизация трехслойных сотовых панелей пола из полимерных композиционных материалов пониженной горючести на основе высокопрочных углеродных и стеклянных волокон и клеевого связующего // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2020. – Т.19. – №3. – С.51-72.
- 10 Комаров В.А., Кишов Е.А., Чарквиани Р.В., Павлов А.А. Расчетно-экспериментальный анализ прочности изделий из тканевого эпоксидного углепластика // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2015. – Т.14. – №2. – С.106-112.
- 11 US Department of Transportation, Federal Aviation Administration, AMT Airframe Handbook. Vol.1 (FAA-H8083-31), 2012.
- 12 Голован В.И., Гришин В.И., Дзюба А.С., Замула Г.Н., Лимонин М.В., Дударьков Ю.И., Писарев В.С., Балунов К.А. Проектирование, расчеты и статические испытания металлокомпозитных конструкций. – М.: Техносфера, 2022. – 408 с.
- 13 Sun Z. et al. On compressive properties of composite sandwich structures with grid reinforced honeycomb core // Composites Part B: Engineering. – 2016. – Vol.94. – Pp.245-252.

REFERENCES

- 1 Feygenbaum Yu.M., Butushin S.V., Bozhevalov D.G., Sokolov Yu.S. *Kompozitsionnye materialy i istoriya ikh vnedreniya v aviatsionnye konstruksii [Composite materials and history their introduction in aircraft structures]*. Nauchnyj vestnik GosNII GA, 2015, No.7, Pp.24-37.
- 2 ASTM C364 Standard Test Method of Edgewise Compressive Strength of Sandwich Constructions.
- 3 GOST R 56809-2015. *Kompozity polimernye. Metod opredeleniya predela prochnosti na szhatie parallel'no ploskosti "sehndvich"-konstruksii [Polymer composites. Method for determining the compressive strength parallel to the plane of the "sandwich" structure.]*.
- 4 Pavlova S.A. *Analiz kontaktnogo vzaimodejstviya polimernogo sotovogo zapolnitelya s nesushhimi sloyami v tryokhslojnykh konstruksiyakh [Analysis of the contact interaction of a polymer honeycomb filler with load-bearing layers in three-layer structures]*. Vestnik Samarskogo universiteta. Aehrokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie, 2021, Vol.20, No.1, Pp.87-96.
- 5 Zamula G.N., Kolesnik K.A. *Sposoby povysheniya vesovoj ehffektivnosti primeneniya kompozitsionnykh konstruksij [Ways to increase the weight efficiency of composite structures.]*. Polet. Obshherossijskij nauchno-tekhnicheskij zhurnal, 2018, No.10, Pp.14-24.
- 6 Malysheva G.V., Grashchenkov D.V., Guzeva T.A. *Otsenka tekhnologichnosti ispol'zovaniya kleev i kleevykh prepregov pri izgotovlenii trekhslonnykh panelej Assessment of the manufacturability of the use of adhesives and adhesive prepregs*

- in the manufacture of three-layer panels]. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii*, 2018, No.4(53), Pp.26-30.
- 7 Sen-Venan B. *Memuar o kruchenii prizm. Memuar ob izgibe prizm [A memoir about the torsion of prisms. A memoir about the bending of prisms]*. Moskva, Gosudarstvennoe Izdatel'stvo fiziko-matematicheskoy literatury, 1961, 518 p.
 - 8 Dudar'kov Yu.I., Levchenko Ye.A., Limonin M.V. *Vliyanie struktury paketa na kraevye ehffekty v sloistyykh kompozitakh [The effect of the package structure on edge effects in layered composites]*. *Issledovaniya naukograda*, 2014, No.3(9), Pp.25-30.
 - 9 Komarov V.A., Kutsevich K.Ye., Pavlova S.A., Tyumeneva T.Yu. *Optimizatsiya trekhslonnykh sotovykh panelej pola iz polimernykh kompozitsionnykh materialov ponizhennoj goryuchesti na osnove vysokoprochnykh uglerodnykh i steklyannykh volokon i kleeвого svyazuyushhego [Optimization of three-layer honeycomb floor panels made of polymer composite materials of reduced flammability based on high-strength carbon and glass fibers and adhesive binder]*. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aehrokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*, 2020, Vol.19, No3, Pp.51-72.
 - 10 Komarov V.A., Kishov Ye.A., Charkviani R.V., Pavlov A.A. *Raschetno-ehksperimental'nyj analiz prochnosti izdelij iz tkanevogo ehpoksidnogo ugleplastika [Computational and experimental analysis of the strength of products made of fabric epoxy carbon fiber]*. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aehrokosmicheskogo universiteta*, 2015, Vol.14, No.2, Pp.106-112.
 - 11 *US Department of Transportation, Federal Aviation Administration, AMT Airframe Handbook. Vol.1 (FAA-H8083-31)*, 2012.
 - 12 Golovan V.I., Grishin V.I., Dzyuba A.S., Zamula G.N., Limonin M.V., Dudar'kov Yu.I., Pisarev V.S., Balunov K.A. *Proektirovanie, raschety i staticheskie ispytaniya metallokompozitnykh konstruksij [Design, calculations and static tests of metal composite structures]*. Moskva, Tekhnosfera, 2022, 408 p.
 - 13 Sun Z. et al. *On compressive properties of composite sandwich structures with grid reinforced honeycomb core*. *Composites Part B: Engineering*, 2016, Vol.94, Pp.245-252.

Поступила в редакцию 09 сентября 2024 года.

Сведения об авторах:

Павлов Михаил Валерьевич – н.с., Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия; e-mail: mikhail.pavlov@tsagi.ru
Титов Сергей Анатольевич – к.т.н., нач. сектора, Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия; e-mail: s.titov@inbox.ru
Свиридов Андрей Александрович – к.т.н., зам. нач. отд., Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия; e-mail: andrey.sviridov@tsagi.ru
Бурдов Алексей Андреевич – нач. сектора, Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия; e-mail: npk@tsagi.ru