

Научная статья

УДК 629.7.018.4

DOI: 10.18577/2307-6046-2024-0-9-33-41

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ТРЕХСЛОЙНЫХ ПАНЕЛЕЙ С РАЗЛИЧНЫМИ ТИПАМИ СОЕДИНЕНИЯ СОТОВОГО ЗАПОЛНИТЕЛЯ

В.В. Каленов¹, Р.С. Савицкий¹, А.А. Баранников¹

¹Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов» Национального исследовательского центра «Курчатовский институт», Москва, Россия; admin@viam.ru

Аннотация. Рассмотрены варианты соединения сотового заполнителя при изготовлении панелей интерьера летательных аппаратов. Изготовлены и испытаны сотовые панели с применением различных методов сращивания сотового заполнителя для оценки изменения механических свойств. Выявлено варьирование механических свойств, а также влияние на массу трехслойных панелей интерьера летательных аппаратов.

Ключевые слова: сотовый заполнитель, обшивка, трехслойные панели, интерьер, требования, прочность, масса, испытания

Для цитирования: Каленов В.В., Савицкий Р.С., Баранников А.А. Исследование механических свойств трехслойных панелей с различными типами соединения сотового заполнителя // Труды ВИАМ. 2024. № 9 (139). Ст. 04. URL: <http://www.viam-works.ru>. DOI: 10.18577/2307-6046-2024-0-9-33-41.

Scientific article

STUDY OF THE MECHANICAL PROPERTIES OF THREE-LAYER PANELS WITH DIFFERENT TYPES OF HONEYCOMB FILLER SPLICING

V.V. Kalenov¹, R.S. Savitsky¹, A.A. Barannikov¹

¹Federal State Unitary Enterprise «All-Russian Scientific-Research Institute of Aviation Materials» of National Research Center «Kurchatov Institute», Moscow, Russia; admin@viam.ru

Abstract. The options of honeycomb filler splicing in the manufacture of aircraft interior panels are considered. Honeycomb panels have been manufactured and tested using various methods of honeycomb splicing to evaluate the variation of mechanical properties. The variation in mechanical properties as well as the effect on the mass of three-layer panels of the interior of aircraft was revealed.

Keywords: honeycomb filler, cladding, three-layer panels, interior, requirements, strength, weight, tests

For citation: Kalenov V.V., Savitsky R.S., Barannikov A.A. Study of the mechanical properties of three-layer panels with different types of honeycomb filler splicing. *Trudy VIAM*, 2024, no. 9 (139), paper no. 04. Available at: <http://www.viam-works.ru>. DOI: 10.18577/2307-6046-2024-0-9-33-41.

Введение

В настоящее время наиболее востребованной отраслью для исследований в области применения полимерных композиционных материалов (ПКМ) является авиационная промышленность, так как при разработке новейшей авиационной техники возрастают требования, которые предъявляются к используемым материалам, применяемым

при изготовлении вспомогательных и силовых конструкций, для обеспечения надежности летательного аппарата [1]. Если рассматривать процесс внедрения ПКМ в конструкции летательных аппаратов, первоначально они находили применение в обтекателях и небольших малонагруженных участках фюзеляжа. По мере расширения информации по эксплуатации ПКМ и появлению новых видов наполнителей и связующих, их применение увеличилось до 60 % (по массе) в самолете Boeing 787. Наиболее распространенной практикой является изготовление из них панелей интерьера, топливных баков, трубопроводов, шпангоутов и ряда деталей двигателя [2, 3]. Увеличение тактико-технических характеристик летательных аппаратов требует инновационных решений как в материаловедении, так и в технологиях переработки материалов в конструкцию. Основопологающей задачей является снижение массы, что немаловажно в отношении весовой эффективности конструкции самолета [1]. Отдельные виды стекло- и органо-пластиков также имеют хорошие диэлектрические свойства и химическую стойкость. Преимуществом композитов по сравнению с другими материалами является способность уменьшить массу конструкции при сохранении прочностных характеристик. Они имеют высокую устойчивость к коррозии и высокие ресурсные характеристики [3, 4]. Одним из немаловажных достижений современной отечественной авиации является крыло самолета МС-21, силовая часть которого выполнена из ПКМ, что позволило снизить массу планера и увеличить площадь крыла [5].

Авиационные конструкции подвергаются строгим требованиям. Для того чтобы обеспечить безопасность и надежность воздушных судов они должны соответствовать строгим авиационным стандартам и сертификационным требованиям, установленным регулирующими органами [3, 6].

Некоторые из основных требований к авиационным конструкциям включают в себя:

– *Прочность* – конструкции должны быть спроектированы таким образом, чтобы выдерживать различные нагрузки, включая аэродинамические и гравитационные силы, термические и другие воздействия, которые могут возникнуть во время полета.

– *Легкость* – воздушные суда должны быть максимально легкими, чтобы обеспечить эффективное использование топлива и оптимальные характеристики полета, поэтому конструкции должны быть выполнены из легких, но прочных материалов [6].

– *Устойчивость материала к усталости* – конструкции должны быть спроектированы таким образом, чтобы предотвратить разрушение от усталости материала, вызванной циклическими нагрузками во время полета [7].

– *Ограничение деформаций* – конструкции должны оставаться в пределах допустимых деформаций при различных условиях полета, чтобы обеспечить стабильность и безопасность воздушного судна.

– *Пожаробезопасность* – определяется авиационными правилами АП-25, которые полностью соответствуют международным авиационным стандартам. Авиационные материалы разрабатываются таким образом, чтобы максимально уменьшить скорость распространения пламени в случае возникновения пожара в салоне самолета. Производители материалов и элементов интерьера летательных аппаратов проводят испытания в сертифицированных лабораториях, тем самым подтверждая возможность их применения [7, 8].

Эти и другие требования обеспечивают создание авиационных конструкций, которые обладают высокой степенью безопасности, надежности и топливной эффективности.

Сотовые трехслойные конструкции в авиации представляют собой композиционные материалы, состоящие из трех слоев: внешнего обшивочного слоя, внутренней

сотовой структуры (ячеистого материала) и внутреннего обшивочного слоя. Внешний и внутренний обшивочные слои могут быть выполнены из углепластика, стекловолокна или других композиционных материалов, а внутренняя сотовая структура обычно состоит из ячеистых материалов, таких как алюминий, бумага, стеклопластик. В табл. 1 приведены некоторые свойства наиболее распространенных наполнителей.

Таблица 1

Физико-механические свойства наполнителей

Заполнитель	Размер ячейки, мм	Плотность, кг/м ³	Прочность при сжатии, МПа
ССП 1-2,5	2,5	90–110	3,5–5,0
ССП 1-3,5	3,5	70–100	3,0–4,0
ССП 1-4,2	4,2	60–80	1,8–3,0
ССПК 1-3,5	3,5	80–95	4,0–5,7
ССПК 1-4,2	4,2	60–75	3,0–5,0
ПСП 1-2,5-45	2,5	45±5	1,3–1,5
ПСП 1-2,5-60	2,5	60	2,2–2,6
ПСП 1-3,5-35	3,5	35±5	1,1–1,3
ПСП 1-4,2-25	4,2	25±5	0,7–0,9
АМг2Н-2,5-20	2,5	32–37	9,9
АМг2Н-3,0-20	3,0	29–31	7,1
АМг2Н-3,5-20	3,5	24–37	6,2

Сотовый наполнитель в трехслойных панелях имеет ключевое значение в обеспечении прочности, тепло- и звукоизоляции конструкции [9, 10]. Назначением сотового наполнителя в трехслойных панелях является его способность распределять нагрузку, обеспечивать теплоизоляцию и улучшать звукопоглощение [11], что объясняется его свойствами:

- высокой жесткостью и прочностью, что позволяет ему эффективно распределять нагрузку по всей панели; такие трехслойные панели идеальны для применения в конструкциях, где необходима высокая прочность и жесткость при минимальной массе;
- создание эффективной теплоизоляции с образованием между внешними слоями панели воздушных камер, которые уменьшают теплопроводность материала, что помогает сохранять оптимальный температурный режим в закрытом объеме;
- способность улучшать звукопоглощение трехслойных панелей с помощью воздушных камер, которые поглощают звуковые волны и снижают уровень шума, проникающего через конструкцию.

Наибольшее распространение сотовые трехслойные панели имеют в конструкциях интерьера летательных аппаратов. Панели интерьера в самолете – как и в любом другом воздушном судне – имеют важное значение для обеспечения комфорта и безопасности пассажиров. Они должны быть легкими, прочными, огнестойкими, а также обладать хорошими звукоизоляционными свойствами. Панели интерьера изготавливаются из композиционных материалов, которые обеспечивают необходимую прочность и легкость, что является важным аспектом для снижения общей массы самолета [12].

При изготовлении панелей интерьера для авиационной техники существует необходимость сращивания элементов сотового наполнителя, так как в настоящее время для оптимизации производственных и логистических процессов максимальный размер отечественных панелей стеклопластиковых сот составляет 700×2000 мм. Однако в реальных условиях размер панелей интерьера может превышать данные размеры или

иметь сложную форму, а это вынуждает прибегать к соединению элементов сотового заполнителя.

Существует несколько способов соединения сотового заполнителя в зависимости от его типа и назначения. Приведем некоторые из наиболее распространенных способов:

– *механическое соединение* – для более прочных заполнителей, например стеклопластиковых или алюминиевых сот, можно использовать механические методы соединения, такие как метод сбивки сот, который представляет собой укладку листов и элементов заполнителя внахлест, а затем их соединение при помощи механического воздействия [13];

– *шивка* – данный метод наиболее характерен для заполнителей на основе бумаги, при котором отдельные фрагменты заполнителя укладываются встык и связываются нитью (сшиваются) [8, 13];

– *клеевое соединение* – для соединения сотового заполнителя часто используют клеи, предназначенные для работы с полимерными или бумажными материалами, и специальные вспенивающиеся клеи, разработанные специально для использования в авиационных конструкциях. Эти клеи обеспечивают прочное и надежное соединение между частями сотового материала [14, 15].

Цель данного исследования – изучение методов сращивания частей сотового заполнителя в трехслойных конструкциях, оценка механических свойств и влияние на массу конечного изделия.

Материалы и методы

Одним из методов изготовления сотовых трехслойных панелей является прессовый метод формования трехслойных панелей, при котором три слоя материала (например, композиционного) соединяются и формируются под давлением и при повышенных температурах для создания единой и прочной конструкции [16, 17].

Процесс прессового формования трехслойных панелей включает следующие этапы:

– *подготовка материалов* – три слоя материала (внешняя обшивка и сотовый заполнитель) подготавливают для последующего соединения;

– *сборка* – слои материала укладывают в специальной форме или прессе в соответствии с конструкцией панели;

– *прессование* – форму с уложенными слоями материала помещают в пресс, где под действием высокого давления и тепла происходит соединение слоев и формование панели;

– *охлаждение и отверждение* – после процесса прессования панель охлаждают, что способствует отверждению материала и приданию ему необходимых свойств.

Прессовый метод формования трехслойных панелей обеспечивает высокую степень точности и контроля процесса, что позволяет получить панели с высокой прочностью и жесткостью [3, 16, 18]. Этот метод широко используется в авиационной промышленности для производства легких и прочных конструкций и применяется для изготовления экспериментальных образцов.

Для определения изменения механических характеристик панелей, полученных данными методами соединения (наращивания) сотового заполнителя, из трехслойных панелей вырезали образцы для испытания на четырехточечный изгиб длинной балки по ГОСТ Р 56791–2015. Данный метод испытания позволяет установить предельное усилие при изгибе образцов и максимальную деформацию, а также предельное напряжение внешних обшивок и внутреннего заполнителя. При испытании образцов

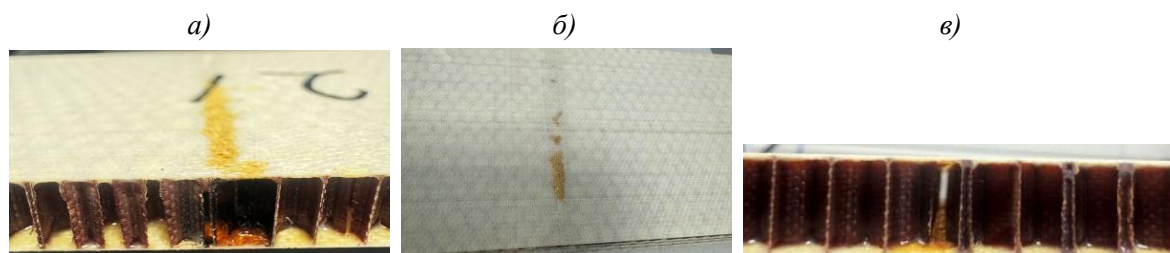
на четырехточечный изгиб внешняя обшивка и наполнитель работают как единое целое, в отличие от испытания на сжатие, где основную нагрузку берет на себя сотовый наполнитель [8, 9]. Для всех образцов – ширина пролета между опорами 508 мм, расстояние между давящими 254 мм. Образцы изготовлены из клеевого препрега конструкционного стеклопластика и стеклопластикового сотового наполнителя. Для достижения максимальной точности результатов испытаний панели изготавливали из одной и той же партии материала в одном и том же прессе по одному и тому же режиму. Во внимание приняты такие свойства, как среднее усилие при разрушении и прогиб при усилии 445 Н.

Работа выполнена с использованием оборудования ЦКП «Климатические испытания» НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ.

Результаты и обсуждение

Для исследования изменений механических свойств изготовили исходные панели, в которых сотовый наполнитель монолитный и не имеет дефектов. Затем изготовили панели с поперечной сшивкой сот величиной 10–15 мм (место сшивки находилось в середине образца). Далее изготовили панели с продольной (по длине всего образца) сшивкой сот той же величины, место сшивки также находилось в середине образца. Для изготовления следующих четырех образцов применяли метод сшивки капроновой нитью, сшивка располагалась поперечно в середине образца и имела шаг 15–20 мм.

При формовании данных образцов, между фрагментами сотового наполнителя образовался зазор размером не более 2 мм (см. рисунок, в). Разрушение образцов происходило не по местам образовавшегося зазора между фрагментами сотового наполнителя, однако в связи с возникшим дефектом приняли решение повторить данный эксперимент, но с применением сшивки по всей ширине стыка частей наполнителя. При повторном изготовлении образцов с применением сшивки, не возникло зазоров между фрагментами сотового наполнителя, однако это не оказало влияния на результаты испытаний на четырехточечный изгиб. Таким образом, метод сшивки рекомендуется применять для трехслойных конструкций, которые не испытывают постоянных или циклических нагрузок – например, таких, как панели пола в интерьере пассажирского самолета. Следует отметить, что сшивка оказывает существенное влияние на трудоемкость при изготовлении трехслойных панелей.



Дефекты, образовавшиеся при формовании трехслойной панели с применением метода сшивки сотового наполнителя: а, б – дефекты обшивки; в – зазор между частями сотового наполнителя

Следующие методы соединения заключаются в предварительной стыковке сот при помощи клея. Клей наносят на торцевые части фрагментов сотового наполнителя, затем их фиксируют относительно друг друга и оставляют в таком положении до полного высыхания или застывания клея. В рассматриваемом эксперименте применяли клей марки БФ на основе карбамидной смолы, который является универсальным

и применяется в основном в деревообрабатывающей промышленности и строительстве. Согласно инструкции, есть два метода отверждения данного клея – холодный и горячий. При холодном методе отверждение склеиваемых поверхностей проводят при комнатной температуре за 24 ч, при горячем – выдерживают при температуре 130–140 °С в течение 40 мин с последующим охлаждением. Вышеприведенные методы увеличивают трудоемкость и энергозатраты, а результаты механических испытаний образцов не показывают значительного превосходства перед менее затратными способами соединения заполнителя.

Аналогичным образом не оправдало себя соединение сотового заполнителя с использованием вспенивающегося клея. Реакция отверждения клея происходит при температуре не менее 130 °С, что неизбежно влечет за собой использование прессов или печей для стыковки фрагментов сотового заполнителя. Данный метод не может применяться для стыковки бумажного сотового заполнителя, так как можно превысить его рабочую температуру. Использование печей и прессов также является затратным мероприятием, однако следует отметить важное преимущество данного метода – вспенивающийся клей заполняет пустоты в сотовом заполнителе и на выходе получается монолитная заготовка [14]. Монолитная заготовка сотового заполнителя наиболее удобна при изготовлении крупногабаритных трехслойных панелей, в отличие от сшитых и склеенных обычным клеем сот. Вспенивающийся клей имеет пониженную горючесть и не оказывает существенного влияния на параметры панелей интерьера, что соответствует требованиям авиационных правил АП-25.

Проведенные испытания исходных образцов показали снижение максимального усилия на 6–8 % от усилия, полученного при разрушении образцов с монолитным сотовым заполнителем. В худшую сторону также изменилась величина прогиба при усилении 445 Н. Результаты испытаний представлены в табл. 2.

Таблица 2

Результаты испытаний трехслойных панелей на четырехточечный изгиб

Вид соединения образца	Увеличение массы сотового заполнителя, %	Прогиб при усилении 445 Н, мм (не более)	Среднее усилие при разрушении, Н	Коэффициент вариации, %
В исходном состоянии	–	21,70	1067	1
Сбивка				
поперечная	2	23,60	1000	2
продольная	2	23,81	1005	2
Сшивка				
поперечная	0	24,21	990	4
поперечная повторная	0	23,97	989	3
Склейка				
на клее БФ-19	0,4	23,99	1003	3
на вспенивающемся клее	1	24,78	994	3

Следует отметить, что заготовки сотового заполнителя, при подготовке которых использовали методы сбивки и склейки на вспенивающийся клей, получились монолитными. Они наиболее технологичны при изготовлении крупногабаритных трехслойных панелей, а также удобны для изготовления панелей с одинарной и двойной кривизной.

Для авиационных конструкций, изготовленных из трехслойных панелей, важной характеристикой является их масса. В ходе эксперимента установлено, что наименьшее влияние на массу таких панелей оказывают методы сшивки и склейки

универсальным клеем, но их рекомендуется применять только на панелях, не подверженных постоянным циклическим нагрузкам, так как в процессе подготовки к формованию могут образоваться зазоры между частями сотового заполнителя. Методы сбивки и склейки с помощью вспенивающегося клея увеличивают удельную массу сотового заполнителя на 2 %, что чаще всего не превышает разброс значений массы, заложенный в нормативной документации производителем.

Заключения

Проведенный эксперимент показывает, что трехслойные панели, в которых применяются рассмотренные методы сращивания частей сотового заполнителя, соответствуют требованиям авиационных стандартов к легкости и прочности изделий. Перечисленные методы соединения незначительно снижают механические свойства трехслойных конструкций, а также не оказывают значительного влияния на конечную массу изделия.

Наиболее качественное соединение обеспечивают методы сбивки и склейки с применением вспенивающегося клея – заготовка сотового заполнителя получается монолитной. При массовом изготовлении изделий из трехслойных панелей – например, комплекта элементов интерьера самолета, важно учитывать методы склейки, трудоемкость и время изготовления комплекта.

Список источников

1. Вешкин Е.А., Сатдинов Р.А., Баранников А.А. Современные материалы для салона самолета // Труды ВИАМ. 2021. № 9 (103). Ст. 04. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 07.02.2024). DOI: 10.18577/2307-6046-2021-0-9-33-42.
2. Каблов Е.Н. Композиты: сегодня и завтра // Металлы Евразии. 2015. № 1. С. 36–39.
3. Каблов Е.Н. Материалы и химические технологии для авиационной техники // Вестник Российской академии наук. 2012. Т. 82. № 6. С. 520–530.
4. Мухаметов Р.Р., Петрова А.П. Термореактивные связующие для полимерных композиционных материалов (обзор) // Авиационные материалы и технологии. 2019. № 3 (56). С. 48–58. DOI: 10.18577/2071-9140-2019-0-3-48-58.
5. Состав и способ изготовления связующего, препрега и сотовой панели: пат. 2460745 Рос. Федерация; заявл. 29.12.10; опубл. 10.09.12.
6. Каблов Е.Н. Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года // Авиационные материалы и технологии. 2012. № S. С. 7–17.
7. Нормы легкой годности самолетов транспортной категории: АП-25: утв. Постановлением 28-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства 11.12.2008. 3-е изд. с поправками 1–6. М.: Авиаиздат, 2009. 267 с.
8. Стенд испытания на износ панелей пола: пат. 2518603 Рос. Федерация; заявл. 17.01.13; опубл. 10.06.14.
9. Шершак П.В., Яковлев Н.О., Шокин Г.И., Куцевич К.Е., Попкова Е.А. Метод оценки и факторы, влияющие на качество склеивания обшивки с сотовым заполнителем в конструкциях пола и интерьера воздушных судов // Авиационные материалы и технологии. 2020. № 2 (59). С. 81–88. DOI: 10.18577/2071-9140-2020-0-2-81-88.
10. Состав для получения связующего для препрегов, способ изготовления связующего, препрег и способ изготовления панели из полимерного композиционного материала: пат. 2559495 Рос. Федерация; заявл. 13.01.14; опубл. 10.08.15.
11. Шершак П.В., Шокин Г.И., Егоров В.Н. Технологические особенности производства трехслойных сотовых панелей пола воздушных судов // Авиационная промышленность. 2014. № 3. С. 34–42.
12. Старцев В.О., Антипов В.В., Славин А.В., Горбовец М.А. Современные отечественные полимерные композиционные материалы для авиастроения (обзор) // Авиационные материалы и технологии. 2023. № 2 (71). Ст. 10. URL: <http://www.journal.viam.ru> (дата обращения: 01.02.2024). DOI: 10.18577/2713-0193-2023-0-2-122-144.

13. Шершак П.В., Косарев В.А., Рябовол Д.Ю. Гибридные обшивки в сэндвич-конструкциях панелей пола летательных аппаратов // *Авиационные материалы и технологии*. 2018. № 3 (52). С. 35–41. DOI: 10.18577/2071-9140-2018-0-3-35-41.
14. Каблов Е.Н., Чурсова Л.В., Лукина Н.Ф., Куцевич К.Е., Рубцова Е.В., Петрова А.П. Исследование эпоксидно-полисульфоновых полимерных систем как основы высокопрочных клеев авиационного назначения // *Клеи. Герметики. Технологии*. 2017. № 3. С. 7–12.
15. Лукина Н.Ф., Дементьева Л.А., Петрова А.П., Кириенко Т.А., Чурсова Л.В. Клеевые связующие для деталей из ПКМ сотовой конструкции // *Клеи. Герметики. Технологии*. 2016. № 5. С. 12–16.
16. Малышева Г.В., Мараховский П.С., Баринов Д.Я., Николаев Е.В. Оптимизация режимов отверждения стеклопластиков на основе эпоксидного связующего // *Авиационные материалы и технологии*. 2023. № 2 (71). Ст. 08. URL: <http://www.journal.viam.ru> (дата обращения: 11.02.2024). DOI: 10.18577/2713-0193-2023-0-2-94-103.
17. Постнова М.В., Постнов В.И. Опыт развития безавтоклавных методов формования ПКМ // *Труды ВИАМ*. 2014. № 4. Ст. 06. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 01.02.2024). DOI: 10.18577/2307-6046-2014-0-4-6-6.
18. Сотовая панель из полимерного композиционного материала и способ ее изготовления: пат. 2544827 Рос. Федерация; заявл. 13.01.14; опубл. 20.03.15.

References

1. Veshkin E.A., Satdinov R.A., Barannikov A.A. Modern materials for the aircraft cabin. *Trudy VIAM*, 2021, no. 9 (103), paper no. 04. Available at: <http://www.viam-works.ru> (accessed: February 07, 2024). DOI: 10.18577/2307-6046-2021-0-9-33-42.
2. Kablov E.N. Composites: Today and Tomorrow. *Metally Evrazi*, 2015, no. 1, pp. 36–39.
3. Kablov E.N. Materials and Chemical Technologies for Aviation Equipment. *Vestnik Rossiyskoy akademii nauk*, 2012, vol. 82, no. 6, pp. 520–530.
4. Mukhametov R.R., Petrova A.P. Thermosetting binders for polymer composites (review). *Aviacionnye materialy i tehnologii*, 2019, no. 3 (56), pp. 48–58. DOI: 10.18577/2071-9140-2019-0-3-48-58.
5. *Composition and Method for Manufacturing a Binder, Prepreg, and Honeycomb Panel*: pat. 2460745 Rus. Federation; appl. 29.12.10; publ. 10.09.12.
6. Kablov E.N. The strategic directions of development of materials and technologies of their processing for the period to 2030. *Aviacionnye materialy i tehnologii*, 2012, no. S, pp. 7–17.
7. *Airworthiness standards for transport category aircraft*: AP-25: approved. by the Resolution of the 28th session of the Council on Aviation and Airspace Use on 11.12.2008. 3rd ed. with amendments 1–6. Moscow: Aviaizdat, 2009, 267 p.
8. *Floor panel wear test bench*: pat. 2518603 Rus. Federation; appl. 17.01.13; publ. 10.06.14.
9. Shershak P.V., Yakovlev N.O., Shokin G.I., Kutsevich K.E., Popkova E.A. Evaluation method and factors influencing the bonding quality between face and honey-comb cores in floor and interior aircraft panels. *Aviacionnye materialy i tehnologii*, 2020, no. 2 (59), pp. 81–88. DOI: 10.18577/2071-9140-2020-0-2-81-88.
10. *Composition for obtaining a binder for prepregs, a method for producing a binder, a prepreg and a method for producing a panel from a polymer composite material*: pat. 2559495 Rus. Federation; appl. 13.01.14; publ. 10.08.15.
11. Shershak P.V., Shokin G.I., Egorov V.N. Technological features of the production of three-layer honeycomb panels for aircraft floors. *Aviatsionnaya promyshlennost*, 2014, no. 3, pp. 34–42.
12. Startsev V.O., Antipov V.V., Slavin A.V., Gorbovets M.A. Modern domestic polymer composite materials for aviation industry (review). *Aviation materials and technologies*, 2023, no. 2 (71), paper no. 10. Available at: <http://www.journal.viam.ru> (accessed: February 01, 2024). DOI: 10.18577/2713-0193-2023-0-2-122-144.
13. Shershak P.V., Kosarev V.A., Ryabovol D.Yu. Hybrid facings in sandwich-construction of aviation floor panels. *Aviacionnye materialy i tehnologii*, 2018, no. 3, pp. 35–41. DOI: 10.18577/2071-9140-2018-0-3-35-41.

14. Kablov E.N., Chursova L.V., Lukina N.F., Kutsevich K.E., Rubtsova E.V., Petrova A.P. Study of epoxy-polysulfone polymer systems as the basis for high-strength adhesives for aviation purposes. *Klei. Germetiki. Tekhnologii*, 2017, no. 3, pp. 7–12.
15. Lukina N.F., Demytyeva L.A., Petrova A.P., Kiriyyenko T.A., Chursova L.V. Kleyevye svyazuyushchiye dlya detaley iz PKM sotovoy konstruksii. *Klei. Germetiki. Tekhnologii*, 2016, no 5, pp. 12–16.
16. Malysheva G.V., Marakhovskiy P.S., Barinov D.Ya., Nikolaev E.V. Optimization of the curing modes of fiber-glass based on epoxy binder. *Aviation materials and technologies*, 2023, no. 2 (71), paper no. 08. Available at: <http://www.journal.viam.ru> (accessed: February 11, 2024). DOI: 10.18577/2713-0193-2023-0-2-94-103.
17. Postnova M.V., Postnov V.I. Development experience out-of-autoclave methods of formation PCM. *Trudy VIAM*, 2014, no. 4, paper no. 06. Available at: <http://www.viam-works.ru> (accessed: February 01, 2024). DOI: 10.18577/2307-6046-2014-0-4-6-6.
18. *Honeycomb panel made of polymer composite material and method for its production*: pat. 2544827 Rus. Federation; appl. 13.01.14; publ. 20.03.15.

Информация об авторах

Каленов Владимир Валерьевич, инженер-технолог, НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ, admin@viam.ru

Савицкий Руслан Сергеевич, начальник сектора, НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ, admin@viam.ru

Баранников Александр Александрович, начальник лаборатории, НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ, admin@viam.ru

Information about the authors

Vladimir V. Kalenov, Engineer-technologist, NRC «Kurchatov Institute» – VIAM, admin@viam.ru

Ruslan S. Savitsky, Head of Sector, NRC «Kurchatov Institute» – VIAM, admin@viam.ru

Alexander A. Barannikov, Head of Laboratory, NRC «Kurchatov Institute» – VIAM, admin@viam.ru

Статья поступила в редакцию 15.07.2024; одобрена и принята к публикации после рецензирования 23.07.2024.
The article was submitted 15.07.2024; approved and accepted for publication after reviewing 23.07.2024.