
Научная статья

УДК 669.018.95

DOI: 10.18577/2307-6046-2023-0-12-63-73

ОСОБЕННОСТИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ СЛОЖНОКОНТУРНЫХ ДЕТАЛЕЙ ИЗ МЕТАЛЛОПОЛИМЕРНОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

В.В. Антипов¹, С.В. Самохвалов¹, Ю.Н. Нефедова¹, В.В. Сидельников¹, А.В. Сомов¹

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

Аннотация. Рассмотрены основные особенности процесса формообразования деталей сложной конфигурации, таких как капот двигателя вертолета и нижняя обшивка панели крыла самолета, из металлополимерного композиционного материала. Подробно изложены этапы технологического процесса формообразования этих деталей. Определены механические и усталостные характеристики образцов из металлополимерного композиционного материала различных схем армирования. Показано, что применение данных материалов позволяет упростить технологию изготовления сложноконтурных деталей и существенно увеличить коэффициент использования материала.

Ключевые слова: металлополимерные композиционные материалы, формообразование, капот двигателя вертолета, нижняя обшивка крыла, деформация

Для цитирования: Антипов В.В., Самохвалов С.В., Нефедова Ю.Н., Сидельников В.В., Сомов А.В. Особенности изготовления сложноконтурных деталей из металлополимерного композиционного материала // Труды ВИАМ. 2023. № 12 (130). Ст. 06. URL: <http://www.viam-works.ru>. DOI: 10.18577/2307-6046-2023-0-12-63-73.

Scientific article

FEATURES OF MANUFACTURING COMPLEX CONTOUR PARTS FROM METAL-POLYMER COMPOSITE MATERIAL

V.V. Antipov¹, S.V. Samohvalov¹, Yu.N. Nefedova¹, V.V. Sidelnikov¹, A.V. Somov¹

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 article discusses the main features of the process of forming parts of complex configurations such as helicopter engine hood and the lower skin of an aircraft wing panel made of metal-polymer composite material. The stages of the technological process of forming these parts are described in detail. The results of determining the mechanical and fatigue characteristics are presented. samples of various reinforcement schemes from metal-polymer composite material. It is shown that the use of metal-polymer composite materials will simplify the manufacturing technology of complex contour parts and significantly increase the material utilization rate.

Keywords: metal-polymer composite materials, shaping, helicopter engine cowling, lower wing skin, deformation

For citation: Antipov V.V., Samohvalov S.V., Nefedova Yu.N., Sidelnikov V.V., Somov A.V. Features of manufacturing complex contour parts from metal-polymer composite material. *Trudy VIAM*, 2023, no. 12 (130), paper no. 06. Available at: <http://www.viam-works.ru>. DOI: 10.18577/2307-6046-2023-0-12-63-73.

Введение

В современном авиастроении все более широко используют композиционные материалы, которые превосходят традиционные монолитные металлические материалы по ряду показателей [1–7]. К таким композиционным материалам относят алюмокомпозиты (за рубежом GLARE, в Российской Федерации – СИАЛ), применение которых позволяет не только снизить массу конструкции благодаря уменьшенной плотности, но и повысить ее надежность за счет необходимых уровней прочности и трещиностойкости [8–16].

Для изготовления обшивок сложной конфигурации, в том числе крупногабаритных изделий, из алюмокомпозита используют автоклавное формообразование. Такой подход позволяет получать детали двойной кривизны, производство которых традиционным способом из серийных алюминиевых сплавов затруднительно [17–22].

При автоклавном формообразовании переход деформации заготовки в режим ползучести позволяет получить требуемую форму детали за одну технологическую операцию, при которой совмещаются процессы отверждения клеевого связующего и формообразования деталей из алюмокомпозитов. При этом давление равномерно распределено по контуру заготовки и плавно вдавливают ее в технологическую матрицу при отсутствии зон локальных концентраций в материале. Автоклавное формообразование обеспечивает снижение внутренних напряжений в детали, поэтому применяется для изготовления из алюмокомпозитов особо ответственных деталей, таких как элементы обшивки фюзеляжа и панелей крыла.

Использование базовых принципов чередования слоев металла и композита и определение их количества в пакете при конструировании детали с учетом расчетных характеристик позволяют разработать технологическую схему изготовления сложноконтурных деталей (например, деталь с двойной кривизной – капот мотогондолы двигателя вертолета и др.) [22]. Изготовление таких деталей традиционным способом из металлических материалов является многостадийным, трудоемким процессом. Применение алюмокомпозитов позволяет упростить технологию получения сложноконтурных деталей при автоклавном формообразовании.

Руководствуясь этими же принципами, можно применять алюмокомпозиты для получения деталей сложной формы, которые в настоящее время изготавливают из массивных полуфабрикатов с помощью механической обработки резанием, что существенно снижает коэффициент использования материала.

Цель данной работы – исследование возможности изготовления прототипов нижней обшивки панели крыла самолета Ил-114 (далее – панель) и капота мотогондолы двигателя вертолета Ка-226 (далее – капот) с использованием алюмокомпозита СИАЛ на основе тонких листов из алюминий-литиевого сплава 1441-T11 и композита.

Работа выполнена с использованием оборудования ЦКП «Климатические испытания» НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ в рамках реализации комплексной научной проблемы 6.2. «Слоистые трещиностойкие, высокопрочные металлополимерные материалы» («Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года») [23–33].

Материалы и методы

Для изготовления панели и капота использовали следующие основные материалы:
– металлические слои в структуре алюмокомпозита – листы из сплава 1441-T11 толщиной 0,35 и 1,0 мм с нормальной твердой регламентированной плакировкой для панели и толщиной от 0,35 до 0,4 мм с нормальной плакировкой для капота;

– стеклопластики – клеевые препреги марок КМКС-2м.120.Т64.55 и КМКС-2м.120.Т60.37 для панели и КМКС-2мР.120 для капота.

Для компьютерного моделирования 3D-модели капота использовали специализированный программный комплекс.

Формование панели и капота, а также образцов для комплексного исследования проводили в автоклаве, обеспечивающем отклонение температурного поля не более ± 3 °С и давления не более $\pm 1,5$ %.

Механические свойства при растяжении определяли на образцах, вырезанных из разных зон в продольном и поперечном направлениях, по ГОСТ 1497–84.

Испытания на малоцикловую усталость проводили по ГОСТ 25.502–79 при напряжении $\sigma_{\max} = 157$ МПа, частоте $f = 5$ Гц, коэффициенте асимметрии $R = 0,1$ и концентраторе напряжений $K_t = 98$ МПа; испытания на скорость роста трещины усталости – по ОСТ 1 92127–90.

Структуру образцов исследовали методом просвечивающей микроскопии по ММ 1.595-17-351. Дефектность структуры контролировали акустическим импедансным методом с помощью прибора ИД-91М.

Результаты и обсуждение

В настоящее время нижняя обшивка панели крыла изготавливается фрезерованием из плиты алюминиевого сплава 1163-Т толщиной 15 мм. Масса заготовки составляет ~250 кг. После обработки в соответствии с требованиями чертежа (толщина детали от 2,3 до 13,0 мм) масса одной панели достигает ~67 кг, следовательно, коэффициент использования материала составляет ~28 %.

Для обеспечения требуемых свойств панели из алюмостеклопластика с учетом условий ее эксплуатации необходим правильный выбор количества и последовательности расположения слоев металла и стеклопластика. Сборку заготовки панели следует проводить на специально подготовленной технологической матрице. Последовательность операций при изготовлении панели состоит из следующих этапов:

- компьютерное моделирование эскиза панели с учетом технологических отверстий;
- проектирование и изготовление технологической матрицы;
- разработка схем выкладки, выбор режима автоклавного формообразования панели;
- сборка заготовки панели методом ручной выкладки;
- автоклавное формообразование по выбранному режиму (давление, температура, выдержка);
- определение механических свойств, исследование структуры.

Поскольку панель состоит из повторяющихся одинаковых фрагментов, для изготовления выбран только один фрагмент длиной 2000 мм.

По результатам моделирования с учетом технологических отверстий спроектирована и изготовлена технологическая матрица для выкладки и автоклавного формообразования панели.

На следующем этапе разработана схема выкладки металлических листов из сплава 1441 в состоянии Т11 (закалка и искусственное старение) толщиной 0,35 и 1,0 мм и слоев клеевых препрегов марок КМКС-2м.120.Т64.55 и КМКС-2м.120.Т60.37. Для внешних слоев панели использовали листы из сплава 1441-Т11 толщиной 1,0 мм с твердой регламентированной (РД) плакировкой, для внутренних слоев – листы толщиной 0,35 мм с нормальной (А) плакировкой. Регулируя количество слоев металла и стеклопластика, а также количество и направленность монослоев препрега в стеклопластике, можно получить необходимые уровни свойств и толщину элементов детали.

При формировании структуры алюмостеклопластиков наиболее часто применяют схемы равнопрочного и однонаправленного армирования, для реализации которых используют перекрестную и параллельную ориентации клеевого препрега. Возможно и

смешанное конструирование алюмокомпозитов, выбор зависит от геометрических характеристик детали и условий ее работы. На внешних поверхностях структуры материалов типа СИАЛ использованы листы большей толщины, в данном случае 1,0 мм. Такая структура обеспечивает возможность постановки крепежа, включая заклепки с потайной головкой.

Панели собирали по разработанной схеме методом ручной выкладки. Листы из сплава 1441-T11 разрезали на заготовки с применением кривошипных ножниц с наклонным ножом с последующей зачисткой кромок. После обезжиривания заготовки анодировали в растворе хромового ангидрида и покрывали адгезионным грунтом ЭП-0234. При вырезке листовых заготовок учитывали расположение технологических отверстий в соответствии с чертежом панели. Потери в металлических листах за счет обрезки и технологических отверстий составляют ~5 %. Препрег раскраивали с припуском 5–10 мм по отношению к листовой заготовке. Технологическую матрицу, на которой осуществляли сборку пакета, перед выкладкой обезжиривали. На нижний металлический слой накладывали первый монослой препрега, затем последующий монослой в выбранном направлении. Далее выкладывали последующие слои металла и стеклопластика в соответствии со схемой выкладки. При сборке пакета последний верхний слой всегда должен быть металлическим. После сборки пакет поместили в вакуумный мешок для последующего формообразования в автоклаве. Режим формообразования: температура нагрева 172 ± 3 °С, выдержка 3 ч, давление от 0,6 до 0,8 МПа.

После охлаждения панель вынимали из пакета, обрабатывали по кромкам фрезерованием в соответствии с чертежом с последующим нанесением лакокрасочного покрытия (грунтовка + эмаль) (рис. 1).



Рис. 1. Формообразованный фрагмент нижней обшивки панели крыла из металлополимерного композиционного материала

Для оценки свойств панели образцы изготавливали методом автоклавного формообразования с различными схемами выкладки. В таблице приведены сравнительные характеристики традиционного алюминиевого среднепрочного сплава марки 1163-T и материалов типа СИАЛ с различными схемами выкладки.

Алюмокомпозит с равнопрочной и однонаправленной (в продольном направлении) структурами имеет преимущество по прочности по сравнению со сплавом 1163-T. Алюмокомпозит также обеспечивает повышенные уровни сопротивления усталости, трещиностойкости и весовой эффективности конструкции.

В частности, исследование скорости роста трещины усталости алюмокомпозитов на стандартных образцах (рис. 2) показало значительные преимущества слоистого материала по сравнению с традиционными монолитными металлическими листами. Развитие трещины фиксировали в поверхностных алюминий-литиевых листах, образующих внешние слои алюмокомпозита. Трещины у надреза появились практически одновременно в четырех точках на концах надреза на двух противоположных поверхностях образца. Трещина развивалась симметрично относительно оси отверстия надреза.

Дальнейшее развитие трещины происходило по толщинам внешних листов с последовательным разрушением промежуточных листов при торможении разрушений в зонах прослоек стеклопластика.

Механические и усталостные характеристики алюмокомпозитного материала СИАЛ с различными схемами выкладки и сплава 1163-Т

Свойства	Направление выкладки*	Значения свойств для материала		
		сплав 1163-Т	СИАЛ со структурой	
			равнопрочной (близкой к изотропной)	однонаправленной (анизотропной)
Предел прочности при растяжении σ_b , МПа	Д	420	600–650	900–1100
	П			250–300
Предел текучести при растяжении $\sigma_{0,2}$, МПа	Д	375	300–350	350–400
	П			250–300
Модуль упругости при растяжении E , ГПа	Д	71	64–66	69–70
	П			57–58
Плотность d , кг/м ³	П, Д	2780	2350–2400	
Скорость роста трещины усталости, мм/цикл (среднее значение)	ДП	0,6–2,5	0,04–0,05	
Малоцикловая усталость при осевой нагрузке N , кцикл (среднее значение)	Д	110	150–250	

*Д – продольное, П – поперечное.

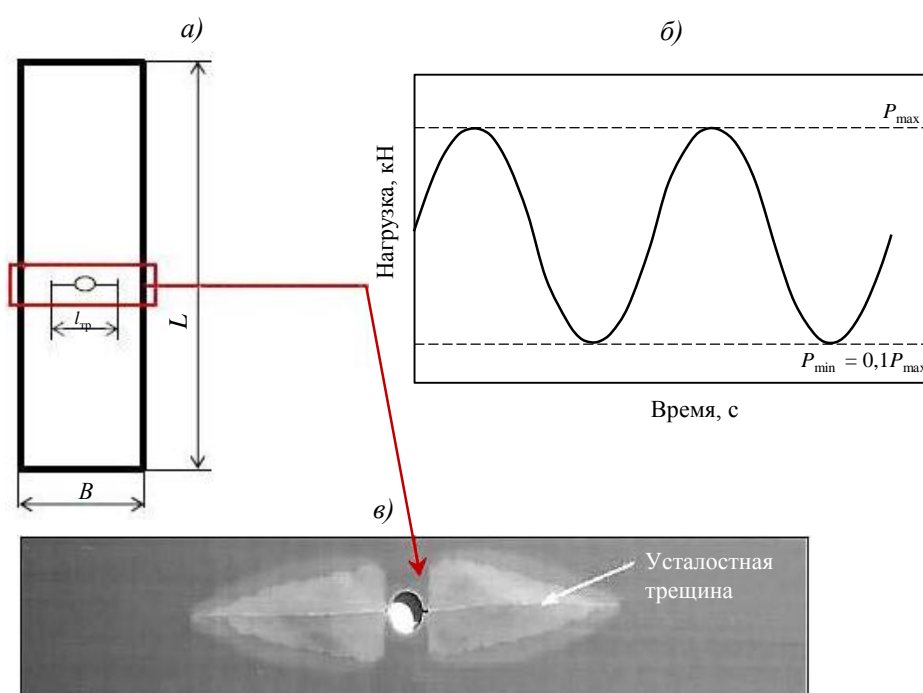


Рис. 2. Испытания для определения скорости роста трещины усталости на образцах из алюмокомпозитного материала: а – образец для испытаний; б – диаграмма нагружения; в – вид расслоений в прослойках стеклопластика в зоне концентратора напряжений после удаления внешних металлических листов

Наблюдали расслоение материала вдоль поверхностей соединения металлических листов со стеклопластиком и значительное отклонение направления роста трещины во внутренних слоях стеклопластика. Выступающие над поверхностью магистральной трещины и вытянутые из матрицы упрочняющие волокна являлись характерным признаком торможения роста трещины. Кроме того, торможение происходило за счет появления продольных по направлению, перпендикулярному трещине, расслоений. Материал расслаивался вдоль поверхности границы раздела металлических листов со стеклопластиком, а также среди продольных и поперечных волокон в стеклопластике.

Таким образом, скорость роста трещины усталости в алюмостеклопластиках меньше, чем в монолитных листах из алюминиевых сплавов. Высокий уровень сопротивления развитию трещины усталости обеспечивается чередованием металлических слоев и прослоек стеклопластика на основе клеевых препрегов, армированных стекловолокном.

Процесс изготовления прототипа капота двигателя вертолета, как и панели крыла самолета, включает: моделирование эскиза капота и технологической матрицы, обеспечивающей двойную кривизну обшивки; выбор схемы выкладки заготовок клеевого препрега и листов алюминиевого сплава, режима автоклавного формообразования; непосредственно ручную выкладку и формообразование в автоклаве. Обшивка капота представляет собой трехслойную композицию из двух внешних монолитных слоев из алюминий-литиевого сплава 1441-T11 и одной прослойки стеклопластика, состоящей из трех монослоев клеевого препрега КМКС-2мР.120, выложенных в направлении (0/90/0). Для соединения элементов проема с обшивкой капота использовали метод сращивания с помощью семислойной композиции, состоящей из четырех металлических листов и трех прослоек стеклопластика, каждая из которых сформирована аналогично прослойке в обшивке капота. В качестве ребер жесткости внутреннего набора использовали гнутые профили из тонкого листа алюминиевого сплава 1441-T11, которые укладывали в соответствии с чертежом детали и крепили к обшивке с помощью клеевого препрега. Сборку проводили на плите технологической матрицы. Затем плиту помещали в автоклав для формообразования по выбранному режиму. Изготовленный прототип капота двигателя вертолета представлен на рис. 3.

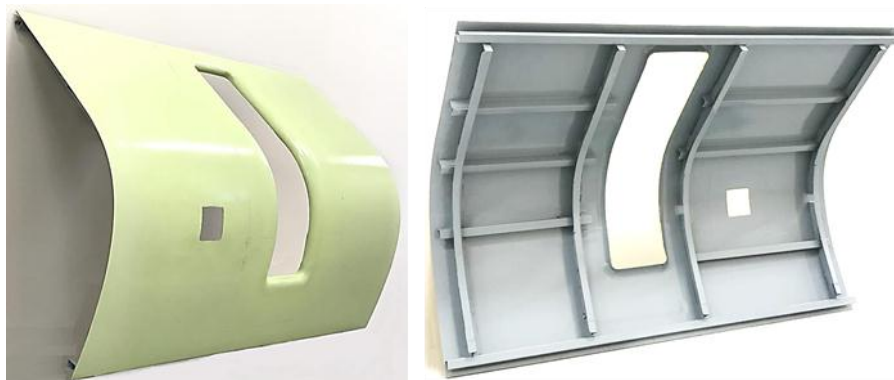


Рис. 3. Прототип капота двигателя вертолета [22]

На образцах-свидетелях определены механические свойства при растяжении в продольном направлении: предел прочности $\sigma_b = 750\text{--}800$ МПа, предел текучести $\sigma_{0,2} = 340\text{--}350$ МПа, относительное удлинение $\delta_5 = 4,0\text{--}4,3$ %. Плотность материала составила $2,32\text{--}2,34$ г/см³, что в ~ 2 раза меньше, чем плотность листов титанового сплава

ОТ4, которые используются в настоящее время для изготовления капота мотогондолы двигателя вертолета. Визуальный осмотр, структурные исследования и ультразвуковой контроль не выявили дефектов в готовом капоте.

Заключения

Алюмостеклопластики имеют существенные преимущества по сравнению с традиционными алюминиевыми сплавами и могут применяться для изготовления авиационных деталей ответственного назначения.

Автоклавное формообразование позволяет получить криволинейные изделия сложной конфигурации из алюмостеклопластиков с минимальными затратами на последующую механическую обработку, что сокращает производственный цикл изготовления, существенно повышает коэффициент использования материала и улучшает качество деталей по сравнению с традиционным методом формообразования.

Технологические нагревы в процессе автоклавного формообразования позволяют совмещать стадии отверждения клевого связующего и непосредственно деформации, что также снижает временные и экономические затраты, тем самым сокращая себестоимость продукции.

В промышленных условиях получены прототипы деталей из алюмостеклопластика типа СИАЛ, в частности фрагмент нижней обшивки панели крыла самолета и капот двигателя вертолета.

Работы (исследования) выполнены при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования России (Соглашение № 075-11-2021-085 от 22.12.2021).

Список источников

1. Антипов В.В., Серебренникова Н.Ю., Коновалов А.Н., Нефедова Ю.Н. Перспективы применения в авиационных конструкциях слоистых металлополимерных материалов на основе алюминиевых сплавов // *Авиационные материалы и технологии*. 2020. № 1 (58). С. 45–53. DOI: 10.18577/2071-9140-2020-0-1-45-53.
2. Каблов Е.Н., Антипов В.В., Гирш Р.И., Серебренникова Н.Ю., Коновалов А.Н. Конструируемые слоистые материалы на основе листов из алюминий-литиевых сплавов и стеклопластиков в конструкциях летательных аппаратов нового поколения // *Вестник машиностроения*. 2020. № 12. С. 46–52.
3. Зиченков М.Ч., Шаныгин А.Н. Гибридные авиаконструкции нового поколения для перспективных гражданских самолетов // *Полет. Общероссийский научно-технический журнал*. 2018. № 11. С. 106–114.
4. Дементьева Л.А., Сереженков А.А., Лукина Н.Ф., Куцевич К.Е. Клеевые препреги и слоистые материалы на их основе // *Авиационные материалы и технологии*. 2013. № 2. С. 19–21.
5. Фридляндер И.Н. Современные алюминиевые, магниевые сплавы и композиционные материалы на их основе // *Металловедение и термическая обработка металлов*. 2002. № 7. С. 24–29.
6. Фридляндер И.Н., Сенаторова О.Г., Аниховская Л.И., Сидельников В.В., Дементьева Л.А. Слоистые металлополимерные композиты // *Машиностроение: энциклопедия в 40 т. М.: Машиностроение, 2001. Т. II-3: Цветные металлы и сплавы. Композиционные металлические материалы / под общ. ред. И.Н. Фридляндера и др. С. 818–832.*
7. Фридляндер И.Н., Сенаторова О.Г., Аниховская Л.И. и др. Клееные металлические и слоистые металлополимерные композиты // *Машиностроение: энциклопедия в 40 т. М.: Машиностроение, 2001. Т. II-3: Цветные металлы и сплавы. Композиционные металлические материалы / под общ. ред. И.Н. Фридляндера и др. С. 814–818.*
8. Roebroeks G. GLARE features. *Fibre Metal Laminates*. Dordrecht: Springer, 2001. P. 23–37.
9. Beumler Th. *Flying GLARE: PhD Thesis*. Delft: Delft University of Technology, 2004. 460 p.

10. Vlot A. GLARE history of development of a new aircraft material. Kluwer Academic Publishers, 2001. P. 222.
11. Bucci R.J., Kulak M., Heinemann M.B. et al. Large Panel Validation of Advanced Metallic and Hybrid Structural Concepts for Next-Gen Transport Aircraft. AeroMat 2007. USA: Baltimore, 2007. URL: <https://asm.confex.com/> (дата обращения: 08.09.2023).
12. Gunnink J.W., Vlot A., De Vries T.J., Van Der Hoeven W. GLARE technology development 1997–2000 // *Applied Composite Materials*. 2002. Vol. 9. Is. 4. P. 201–219.
13. Gisario A., Barletta M. Laser forming of glass laminate aluminium reinforced epoxy (GLARE): On the role of mechanical, physical and chemical interactions in the multi-layers material // *Optics and Lasers in Engineering*. 2018. Vol. 110. P. 364–376.
14. Qi C., Zhidong G., Zengshan L. et al. Experimental investigation on impact performances of GLARE laminates // *Chinese Journal of Aeronautics*. 2015. Vol. 28. Is. 6. P. 1784–1792.
15. Sang Y.P., Won J.C., Chi H.C., Heung S.C. Effect of drilling parameters on hole quality and delamination of hybrid GLARE laminate // *Composite Structures*. 2018. Vol. 185. P. 684–698.
16. Fredell R.S., Gunnink J.W., Bucci R.J., Hinrichsen J. «Care-free» hybrid wing structures for aging USAF transports // *First International Conference on Damage Tolerance of Aircraft Structures*. Delft: Delft University of Technology, 2007. URL: <https://www.researchgate.net> (дата обращения: 07.09.2023).
17. Лавров А.В., Ерасов В.С., Подживотов Н.Ю., Автаев В.В. Оптимизация структуры гибридных композиционных материалов авиационного назначения // *Труды ВИАМ*. 2016. № 11 (47). Ст. 7. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 07.09.2023). DOI: 10.18577/2307-6046-2016-0-11-7-7.
18. Антипов В.В., Зайцев М.Д., Родченко Т.С., Стойда Ю.М., Серебренникова Н.Ю., Сидельников В.В. Исследование долговечности конструктивно-подобного образца панели фюзеляжа с обшивкой из алюмокомпозитного материала СИАЛ // *Деформация и разрушение материалов*. 2021. № 3. С. 18–24.
19. Орешко Е.И., Ерасов В.С., Лашов О.А., Подживотов Н.Ю., Качан Д.В. Расчет напряжений в слоистом материале // *Труды ВИАМ*. 2018. № 10 (70). Ст. 11. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 08.09.2023). DOI: 10.18577/2307-6046-2018-0-10-93-106.
20. Орешко Е.И., Ерасов В.С., Подживотов Н.Ю. Выбор схемы расположения высокомодульных слоев в многослойной гибридной пластине для ее наибольшего сопротивления потере устойчивости // *Авиационные материалы и технологии*. 2014. № S4. С. 109–117. DOI: 10.18577/2071-9140-2014-0-s4-109-117.
21. Пекарш А.И., Олейников А.И., Бакаев В.В., Сарыков С.Э., Долгополик О.Д. Подготовка производства сложных деталей двойной знакопеременной кривизны методом конечно-элементного анализа геометрической модели с комплексной разработкой формообразующей оснастки, развертки детали и рекомендаций по технологическому процессу // *САПР и графика*. 2009. № 2. С. 88–96.
22. Антипов В.В., Самохвалов С.В., Сидельников В.В., Нефедова Ю.Н., Огурцов П.С., Соловьев В.А. Разработка и исследование огнестойкого алюмокомпозитного материала для капота двигателя вертолета // *Деформация и разрушение материалов*. 2022. № 5. С. 19–25.
23. Каблов Е.Н. Инновационные разработки ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ по реализации «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года» // *Авиационные материалы и технологии*. 2015. № 1 (34). С. 3–33. DOI: 10.18577/2071-9140-2015-0-1-3-33.
24. Каблов Е.Н., Антипов В.В., Оглодкова Ю.С., Оглодков М.С. Опыт и перспективы применения алюминий-литиевых сплавов в изделиях авиационной и космической техники // *Металлург*. 2021. № 1. С. 62–70.
25. Оглодкова Ю.С., Селиванов А.А., Лукина Е.А., Зайцев Д.В. Влияние температурно-временных параметров ступенчатого старения на структуру, фазовый состав, механические и коррозионные свойства листов из сплава 1441 // *Металлы*. 2020. № 6. С. 12–21.
26. Оглодков М.С., Щетинина Н.Д., Рудченко А.С., Пантелеев М.Д. Направления развития перспективных алюминий-литиевых сплавов для авиационно-космической техники (обзор) // *Авиационные материалы и технологии*. 2020. № 1 (58). С. 19–29. DOI: 10.18577/2071-9140-2020-0-1-19-29.

27. Щетинина Н.Д., Рудченко А.С., Селиванов А.А. Применение методов математического моделирования при разработке режимов деформации алюминий-литиевых сплавов (обзор) // Труды ВИАМ. 2020. № 8 (90). Ст. 03. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 08.09.2023). DOI: 10.18577/2307-60246-2020-0-8-20-34.
28. Оглодков М.С., Романенко В.А., Кожекин А.Е. Направления развития технологий плавки и литья алюминий-литиевых сплавов (обзор) // Авиационные материалы и технологии. 2023. № 2 (71). Ст. 04. URL: <http://www.journal.viam.ru> (дата обращения: 08.09.2023). DOI: 10.18577/2713-0193-2023-0-2-51-62.
29. Фридляндер И.Н., Колобнев Н.И., Сандлер В.С. Алюминиево-литиевые сплавы // Машиностроение: энциклопедия в 40 т. М.: Машиностроение, 2001. Т. II-3: Цветные металлы и сплавы. Композиционные металлические материалы / под общ. ред. И.Н. Фридляндера и др. С. 156–185.
30. Smith A. Aluminium-lithium alloys in helicopter airframes // Aerospace materials. 2001. URL: <http://www.slideshare.net> (дата обращения: 08.09.2023).
31. Gudladt H.-J., Lendvai J., Schneider J. Precipitation strengthening and its influence in the mechanical behavior of cyclically deformed Al–Li alloys // Acta Metall. 1989. Vol. 37. No. 12. P. 3327–3333.
32. Григорьев М.В., Оглодков М.С. Влияние механической обработки на механические и усталостные свойства листов из алюминий-литиевых сплавов 1441 и В-1481 // Труды ВИАМ. 2018. № 4 (64). Ст. 03. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 07.09.2023). DOI: 10.18577/2307-6046-2018-0-4-20-27.
33. Дуюнова В.А., Нечайкина Т.А., Оглодков М.С., Яковлев А.Л., Леонов А.А. Перспективные разработки в области легких материалов для современной авиакосмической техники // Технология легких сплавов. 2018. № 4. С. 28–43.

References

1. Antipov V.V., Serebrennikova N.Yu., Konovalov A.N., Nefedova Yu.N. Perspectives of application of fiber metal laminate materials based on aluminum alloys in aircraft design. *Aviacionnye materialy i tehnologii*, 2020, no. 1 (58), pp. 45–53. DOI: 10.18577/2071-9140-2020-0-1-45-53.
2. Kablov E.N., Antipov V.V., Girsh R.I., Serebrennikova N.Yu., Konovalov A.N. Constructed layered materials based on sheets of aluminum-lithium alloys and fiberglass in the structures of new generation aircraft. *Vestnik mashinostroyeniya*, 2020, no. 12, pp. 46–52.
3. Zichenkov M.Ch., Shanygin A.N. New generation hybrid aircraft structures for advanced civil aircraft. *Polet*, 2018, no. 11, pp. 106–114.
4. Dementeva L.A., Serezhenkov A.A., Lukina N.F., Kucevich K.E. Adhesive prepregs and layered materials on their basis. *Aviacionnye materialy i tehnologii*, 2013, no. 2, pp. 19–21.
5. Fridlyander I.N. Modern aluminum, magnesium alloys and composite materials based on them. *Metallovedeniye i termicheskaya obrabotka metallov*, 2002, no. 7, pp. 24–29.
6. Fridlyander I.N., Senatorova O.G., Anikhovskaya L.I., Sidelnikov V.V., Dementeva L.A. Layered metalpolymer composites. *Mechanical engineering: encyclopedia in 40 vol.* Moscow: Mashinostroyeniye, 2001, vol. II-3: Non-ferrous metals and alloys. Composite metal materials. Ed. I.N. Friedlander et al., pp. 818–832.
7. Fridlyander I.N., Senatorova O.G., Anikhovskaya L.I. et al. Glued metal and layered metalpolymer composites. *Mechanical engineering: encyclopedia in 40 vol.* Moscow: Mashinostroyeniye, 2001, vol. II-3: Non-ferrous metals and alloys. Composite metal materials. Ed. I.N. Friedlander et al., pp. 814–818.
8. Roebroeks G. *GLARE features. Fibre Metal Laminates*. Dordrecht: Springer, 2001, pp. 23–37.
9. Beumler Th. *Flying GLARE*: PhD Thesis. Delft: Delft University of Technology, 2004, 460 p.
10. Vlot A. *GLARE history of development of a new aircraft material*. Kluwer Academic Publishers, 2001, p. 222.
11. Bucci R.J., Kulak M., Heinemann M.B. et al. Large Panel Validation of Advanced Metallic and Hybrid Structural Concepts for Next-Gen Transport Aircraft. *AeroMat 2007*. Baltimore, 2007. Available at: <https://asm.confex.com/> (accessed: September 08, 2023).

12. Gunnink J.W., Vlot A., De Vries T.J., Van Der Hoeven W. GLARE technology development 1997–2000. *Applied Composite Materials*, 2002, vol. 9, is. 4, pp. 201–219.
13. Gisario A., Barletta M. Laser forming of glass laminate aluminium reinforced epoxy (GLARE): On the role of mechanical, physical and chemical interactions in the multi-layers material. *Optics and Lasers in Engineering*, 2018, vol. 110, pp. 364–376.
14. Qi C., Zhidong G., Zengshan L. et al. Experimental investigation on impact performances of GLARE laminates. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2015, vol. 28, is. 6, pp. 1784–1792.
15. Sang Y.P., Won J.C., Chi H.C., Heung S.C. Effect of drilling parameters on hole quality and delamination of hybrid GLARE laminate. *Composite Structures*, 2018, vol. 185, pp. 684–698.
16. Fredell R.S., Gunnink J.W., Bucci R.J., Hinrichsen J. «Care-free» hybrid wing structures for aging USAF transports. *First International Conference on Damage Tolerance of Aircraft Structures*. Delft: Delft University of Technology, 2007. Available at: <https://www.researchgate.net> (accessed: September 07, 2023).
17. Lavrov A.V., Erasov V.S., Podzhivotov N.Yu., Avtaev V.V. Optimization of structure of hybrid composition materials for aircraft. *Trudy VIAM*, 2016, no. 11 (47), paper no. 07. Available at: <http://www.viam-works.ru> (accessed: September 07, 2023). DOI: 10.18577/2307-6046-2016-0-11-7-7.
18. Antipov V.V., Zaitsev M.D., Rodchenko T.S., Stoyda Yu.M., Serebrennikova N.Yu., Sidelnikov V.V. Study of the durability of a structurally similar sample of a fuselage panel with SIAL aluminum fiberglass skin. *Deformatsiya i razrusheniye materialov*, 2021, no. 3, pp. 18–24.
19. Oreshko E.I., Erasov V.S., Lashov O.A., Podzhivotov N.Yu., Kachan D.V. Calculation of tension in a layered material. *Trudy VIAM*, 2018, no. 10 (70), paper no. 11. Available at: <http://viam-works.ru> (accessed: September 08, 2023). DOI: 10.18577/2307-6046-2018-0-10-93-106.
20. Oreshko E.I., Erasov V.S., Podzhivotov N.Yu. Arrangement of high-modular layers in a multilayer hybrid plate for its greatest resistance to stability loss. *Aviacionnye materialy i tehnologii*, 2014, no. S4, pp. 109–117. DOI: 10.18577/2071-9140-2014-0-S4-109-117.
21. Pekarsh A.I., Oleynikov A.I., Bakaev V.V., Sarykov S.E., Dolgopolik O.D. Preparation for the production of complex parts of double alternating curvature using the method of finite element analysis of the geometric model with the integrated development of forming equipment, part development and recommendations for the technological process. *SAPR i grafika*, 2009, no. 2, pp. 88–96.
22. Antipov V.V., Samokhvalov S.V., Sidelnikov V.V., Nefedova Yu.N., Ogurtsov P.S., Soloviev V.A. Development and research of fire-resistant aluminum fiberglass for a helicopter engine cowling. *Deformatsiya i razrusheniye materialov*, 2022, no. 5, pp. 19–25.
23. Kablov E.N. Innovative developments of FSUE «VIAM» SSC of RF on realization of «Strategic directions of the development of materials and technologies of their processing for the period until 2030». *Aviacionnye materialy i tehnologii*, 2015, no. 1 (34), pp. 3–33. DOI: 10.18577/2071-9140-2015-0-1-3-33.
24. Kablov E.N., Antipov V.V., Oglodkova Yu.S., Oglodkov M.S. Experience and prospects for the use of aluminum-lithium alloys in aviation and space technology products. *Metallurg*, 2021, no. 1, pp. 62–70.
25. Oglodkova Yu.S., Selivanov A.A., Lukina E.A., Zaitsev D.V. The influence of temperature-time parameters of stepwise aging on the structure, phase composition, mechanical and corrosion properties of sheets made of alloy 1441. *Metally*, 2020 no. 6, pp. 12–21.
26. Оглодков М.С., Щетинина Н.Д., Рудченко А.С., Пантелеев М.Д. Направления развития перспективных алюминий-литиевых сплавов для авиационно-космической техники (обзор). *Авиационные материалы и технологии*. 2020. № 1 (58). С. 19–29. DOI: 10.18577/2071-9140-2020-0-1-19-29.
27. Щетинина Н.Д., Рудченко А.С., Селиванов А.А. Применение методов математического моделирования при разработке режимов деформации алюминий-литиевых сплавов (обзор). *Труды ВИАМ*. 2020. № 8 (90). Ст. 03. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 08.09.2023). DOI: 10.18577/2307-60246-2020-0-8-20-34.

28. Oglodkov M.S., Shchetinina N.D., Rudchenko A.S., Panteleev M.D. Directions of the development of promising aluminum-lithium alloys for aero-space engineering (review). *Aviacionnye materialy i tehnologii*, 2020, no. 1 (58), pp. 19–29. DOI: 10.18577/2071-9140-2020-0-1-19-29.
29. Fridlyander I.N., Kolobnev N.I., Sandler V.S. Aluminum-lithium alloys. *Mechanical engineering: encyclopedia in 40 vols.* Moscow: Mashinostroyenie, 2001, vol. II-3: Non-ferrous metals and alloys. Composite metal materials. Ed. I.N. Fridlander et al., pp. 156–185.
30. Smith A. Aluminium-lithium alloys in helicopter airframes. *Aerospace materials*, 2001. Available at: <http://www.slideshare.net> (accessed: September 08, 2023).
31. Gudladt H.-J., Lendvai J., Schneider J. Precipitation strengthening and its influence in the mechanical behavior of cyclically deformed Al–Li alloys. *Acta Metall*, 1989, vol. 37, no. 12, pp. 3327–3333.
32. Grigorev M.V., Oglodkov M.S. Influence of machining on mechanical and fatigue properties of sheets from aluminum-lithium alloys 1441 and V-1481. *Trudy VIAM*, 2018, no. 4 (64), paper no. 03. Available at: <http://www.viam-works.ru> (accessed: September 07, 2023). DOI: 10.18577/2307-6046-2018-0-4-20-27.
33. Duyunova V.A., Nechaikina T.A., Oglodkov M.S., Yakovlev A.L., Leonov A.A. Promising developments in the field of light materials for modern aerospace technology. *Tekhnologiya legkikh splavov*, 2018, no. 4, pp. 28–43.

Информация об авторах

Антипов Владислав Валерьевич, заместитель генерального директора по науке, д.т.н., НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ, admin@viam.ru

Самохвалов Сергей Васильевич, ведущий инженер, НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ, admin@viam.ru

Нефедова Юлия Николаевна, инженер 1 категории, НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ, admin@viam.ru

Сидельников Василий Васильевич, ведущий инженер, НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ, admin@viam.ru

Сомов Андрей Валерьевич, ведущий инженер, НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ, admin@viam.ru

Information about the authors

Vladislav V. Antipov, Deputy General Director for Science, Doctor of Sciences (Tech.), NRC «Kurchatov Institute» – VIAM, admin@viam.ru

Sergei V. Samochvalov, Leading Engineer, NRC «Kurchatov Institute» – VIAM, admin@viam.ru

Yulia N. Nefedova, First Category Engineer, NRC «Kurchatov Institute» – VIAM, admin@viam.ru

Vasily V. Sidelnikov, Leading Engineer, NRC «Kurchatov Institute» – VIAM, admin@viam.ru

Andrey V. Somov, Leading Engineer, NRC «Kurchatov Institute» – VIAM, admin@viam.ru

Статья поступила в редакцию 27.10.2023; одобрена и принята к публикации после рецензирования 30.10.2023.

The article was submitted 27.10.2023; approved and accepted for publication after reviewing 30.10.2023.