

УДК 669.018.95

ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ СЛОИСТОГО АЛЮМОСТЕКЛОПЛАСТИКА В ОБШИВКЕ ФЮЗЕЛЯЖА САМОЛЕТА

© 2016 В.В. Антипов^{1,2}, В.В. Сидельников¹, С.В. Самохвалов¹, В.В. Шестов¹,
Ю.Н. Нефедова¹, А.А. Лялин⁵

¹ Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов, ФГУП ВИАМ, г. Москва

² Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С.П. Королева
(национальный исследовательский университет)

³ Воронежское акционерное самолетостроительное общество, ОАО «ВАСО»

Статья поступила в редакцию 16.03.2016

Высокий потенциал для применения в конструкциях изделий транспортного машиностроения имеют слоистые композиционные материалы на основе тонких листов алюминиевых сплавов, армированные различными неметаллическими волокнами. Уникальный комплекс характеристик слоистых алюмокомпозитов (высокая трещиностойкость и удельная статическая прочность, хорошие усталостные, коррозионные и ударные свойства, повышенная жаростойкость) по сравнению с монолитными алюминиевыми листами делает этот материал перспективным для будущих поколений авиационных конструкций. Легкий ($d=2,59 \text{ г/см}^3$) и высокомодульный ($E=80 \text{ ГПа}$) Al-Li сплав 1441 обладает высокой технологичностью при холодной прокатке. Использование тонких лакированных и нелакированных 1441T11 листов (до 0,3 мм) в составе алюмокомпозитов вместо листов из традиционных алюминиевых сплавов серий 2xxx и 7xxx позволяет уменьшить плотность и повысить модуль упругости материала. Как результат, повышается весовая эффективность конструкций.

Ключевые слова: слоистый алюмокомпозит, конструктивно-подобный образец, усталостные испытания.

ВВЕДЕНИЕ

Согласно установившейся в мировой практике оценке, более половины приоритетных разработок объектов новой авиационной техники определяется созданием новых материалов и технологий. При этом необходимо внедрять как новые конструкционные материалы, обладающие улучшенным комплексом свойств по сравнению с традиционно применяемыми, так и прогрессивные технологии их производства [1, 2, 3].

Слоистый алюмокомпозит (СИАЛ) состоит из тонких (0,3-0,5 мм) листов алюминиевых конструкционных сплавов (Al-Li сплава пониженной плотности 1441, дуралюминов 1163, Д16ч, высокопрочных В95пч/оч) и прослоек (0,2-0,5 мм) пластика на основе клеевых препрегов, армированных высокопрочными стеклонаполнителями. Зарубежным аналогом является материал GLARE [4, 5].

Слоистые материалы обладают уникальным комплексом свойств по сравнению с монолитными

алюминиевыми листами: высокой трещиностойкостью, пониженной плотностью на 10-15 %, высокой прочностью ($\sigma_b > 600 \text{ МПа}$), а также повышенной жаростойкостью и достаточной коррозионной стойкостью.

Одним из главных преимуществ СИАЛов, определяющих живучесть и ресурс конструкций, является их чрезвычайно высокое сопротивление росту трещины усталости ($< 0,3 \text{ мм/цикл}$ при $\Delta K = 31 \text{ МПа}\sqrt{\text{м}}$). Скорость роста трещины усталости на порядок ниже, чем в монолитных алюминиевых листах [6, 7, 8].

Возникающая у концентратора усталостная микротрещина при длине 1-2 мм прекращает практически свое развитие, т.к. позади трещины в алюминиевых листах волокна остаются целыми и сдерживают длительно раскрытие трещины, а также снимают часть нагрузки с листов. Преимущество СИАЛов по усталостной долговечности сохраняется и в различных заклепочных соединениях [9, 10].

МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДЫ

Целью настоящей работы было проведение сравнительных испытаний на усталость опытных конструктивных элементов, имитирующих фрагмент верхней обшивочной панели фюзеляжа Ан-148.

Для выполнения этой задачи были изготовлены два опытных конструктивных элемента размером 820x2400 мм. В одном из них в качестве

Антипов Владислав Валерьевич, кандидат технических наук, начальник НИО¹, старший научный сотрудник НИИЛ-37². E-mail: admin@viam.ru

Сидельников Василий Васильевич, ведущий инженер.

Самохвалов Сергей Васильевич, ведущий инженер.

Шестов Виталий Викторович, ведущий инженер.

E-mail: sloffos@gmail.com

Нефедова Юлия Николаевна, инженер.

Лялин Александр Александрович, начальник лаборатории.

обшивки использовался слоистый алюмо-стеклопластик на базе Al-Li сплава 1441, в другом – серийный алюминиевый сплав 1163АТ [11, 12]. Для стрингерного набора в обоих элементах был применен «Z»-образный гнутый листовой профиль из сплава Д16чАТ.

В алюмо-стеклопластиках листы металлического слоя имеют более высокий модуль упругости (E) по сравнению со стеклопластиком. В связи с этим, можно предположить, что при усталостном нагружении, напряжения между слоями металла и стеклопластика в СИАЛе распределяются неравномерно – металлический лист нагружен больше, чем слой стеклопластика. Это может привести к тому, что в листе металлического слоя СИАЛа трещина усталости зародится раньше, чем в монолитном металлическом листе. Очевидно, что повышение модуля упругости стеклопластика, т.е. уменьшение разницы между модулем упругости металлического слоя и слоя стеклопластика, может снизить вероятность появления трещины усталости в металлическом слое СИАЛа. Это возможно подбором объемного

соотношения металл-стеклопластик, а также различным наполнением стеклопластика армирующими стекловолокнами [13, 14, 15]. С этой целью были проведены эксперименты со слоистым однонаправленным алюмо-стеклопластиком СИАЛ на основе листов алюминиевого сплава 1441Т11 толщиной 0,5 мм и 0,3 мм и армирующие стекловолокна в препреге в виде ровинга (70 об.% волокон) и ткани (55 об.% волокон). Механические свойства исходных компонентов алюмо-стеклопластиков представлены в табл. 1.

Изменение механических свойства при растяжении образцов СИАЛа с различным объемным соотношением металла и стеклопластика с различным наполнением армирующими стекловолокнами показано на рис. 1, из которого видно, что чем выше содержание металлической составляющей в композите, тем ниже предел прочности и выше модуль упругости СИАЛа:

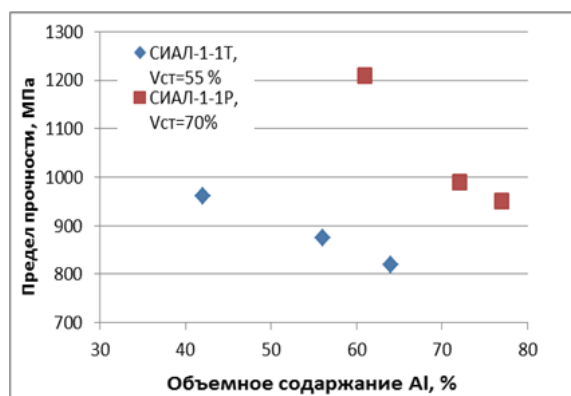
- СИАЛ-1-1Т (42 % об. сплава 1441) – $\sigma_b = 960$ МПа и $E = 58$ ГПа, а для СИАЛ-1-1Т (64 % об. сплава 1441) – 820 МПа и $E = 64$ ГПа;

- СИАЛ-1-1Р (61 % об. сплава 1441) – $\sigma_b = 1210$

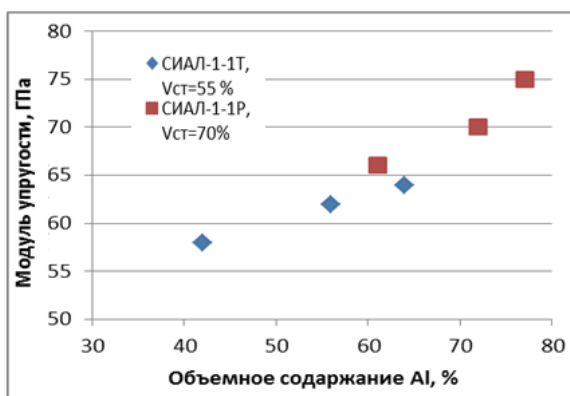
Таблица 1. Механические свойства компонентов СИАЛ-1441

Материал	V _{об} , % стекловолокно	Толщина, мм	σ_b , МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	δ , %	E, ГПа
Алюминиевый лист 1441Т11	—	0,3	390-410	320-330	8-10	79
		0,5	450-460	370-380	7-9	79
Стеклопластик* на основе ткани	55	0,37*	1100-1140	—	—	37-38
		0,58**	1220-1260	—	—	39-41
Стеклопластик* на основе ровинга	70	0,22*	1720-1760	—	—	60-63
		0,33**	1780-1790	—	—	55-56

* 2 слоя препрега, ** 3 слоя препрега



а



б

Рис. 1. Изменение предела прочности (а) и модуля упругости (б) в зависимости от объемного содержания сплава и стеклонеполнителя в стеклопластике

МПа и $E = 66$ ГПа, а для СИАЛ-1-1Р (70 % об. сплава 1441) — $\sigma_b = 950$ МПа и $E = 75$ ГПа.

При этом с увеличением армирующего стеклонаполнителя в стеклопластике (ткань — 55 об. %; ровинг — 70 об. %), увеличивается предел прочности и повышается модуль упругости. Так предел прочности и модуль упругости при, примерно, одинаковом соотношении металл/стеклопластик СИАЛ-1-1Т составляет $\sigma_b = 820$ МПа и $E = 64$ ГПа, а у СИАЛ-1-1Р — $\sigma_b = 1180$ МПа и $E = 68$ ГПа. Это согласуется с правилом аддитивности.

Предел текучести СИАЛа на основе сплава 1441Т11 составляет $\sigma_{0,2} = 320-370$ МПа и определяется в основном пределом текучести листов алюминиевого сплава [16, 17].

Полученные результаты позволили выбрать оптимальную пятислойную структуру обшивочного листа из слоистого алюмокомпозитного материала для крупногабаритного опытного конструктивного элемента, имитирующего фрагмент панели, который и был изготовлен в промышленных условиях. С учетом того, что панели в самолете при эксплуатации испытывают нагрузки не только в продольном, но и в поперечном направлении, укладка двух внутренних слоев клееного препрега была проведена в перекрестном направлении в соотношении 50:50 с объемной долей ~ 65 об. % [18]. Для внешних металлических слоев использовались лакированные листы сплава 1441Т11, а для внутреннего слоя — нелакированные листы этого же сплава толщиной 0,35 мм. Для изготовления панели из СИАЛа (рис. 2) состоящей, как уже



Рис. 2. Вид фрагмента обшивочной панели габаритами 820x2400 мм из алюмокомпозитного материала СИАЛ-1441 со стрингерами

говорилось, из обшивки и стрингерного набора, применяли клепку гнутых стрингеров (профилей) к обшивке только прессовым методом по технологии применяемой при клепке монолитных алюминиевых сплавов.

В качестве стрингеров использованы «Z»-образные монолитные гнутые профили из листа толщиной 1,2 мм сплава Д16чАТ. Заклепки с потайной головкой из сплава В65Т с шагом 22 мм.

Для проведения сравнительных испытаний в промышленных условиях была изготовлена панель из монолитного алюминиевого сплава (панель № 2). Технология ее изготовления не отличалась от технологии изготовления панели из СИАЛа (панель № 1), но в качестве обшивки был взят лист из алюминиевого сплава 1163АТ толщиной 1,5 мм, а в стрингерном наборе, как и в первом случае, использовались гнутые профили из сплава Д16чАТ.

Сравнительные испытания на усталость и долговечность панели № 1 и панели № 2 проводились в ФГУП «ЦАГИ» (М.Д. Зайцев, С.Н. Кликушин) по специально разработанной методике, в соответствии с которой были спроектированы и изготовлены специальные захваты для исключения незачетных разрушений стрингера в зоне его крепления к панели.

Для испытаний использовалась электрогидравлическая машина ЭГМ МТС-250 с асимметричным циклом ($R = 0,1$) нагружения с параметрами $\sigma_{\min}/\sigma_{\max} = 12,7$ МПа / 127 МПа, частота нагружения $f = 0,6$ Гц. Уровень нормальных напряжений в панели отвечает условиям нагружения обшивки в типовой конструкции фюзеляжа. Для исследования напряженно-деформированного состояния (НДС) использовались наклеенные на панель два тензорезистора ДК-10, измерение деформаций (тензометрирование) осуществлялось с помощью многоканальной тензометрической системы ММТС-6401. Для фиксирования момента образования трещины усталости на обшивке использовались сигнализаторы трещины в виде наклеенной медной проволоки $\varnothing 0,12$ мм на расстоянии 1-2 мм с двух сторон от кромки заклепочного отверстия вдоль каждого продольного шва.

РЕЗУЛЬТАТЫ

Испытания панели № 1 из СИАЛа проведены в два этапа: первый этап — испытание на усталость до накопления 200000 циклов, 2-ой этап — испытание на долговечность с доведением панели до разрушения.

Перед началом циклического нагружения проведено исследование напряженно-деформированного состояния панели (НДС) с помощью наклеенных тензодатчиков на стенки стрингеров, внешнюю и внутреннюю сторону обшивки при нагрузках от минимальной до максимальной. Расчет средних нормальных напряжений по-

казал, что их распределение в панели неравномерно и при максимальной нагрузке 23500 кг составляет во внешнем слое обшивки 12,8 кг/мм², во внутреннем слое – 12,1 кг/мм², в стрингере 14,1 кг/мм². Таким образом, внешний металлический слой материала СИАЛ в обшивке нагружен на 0,7 кг/мм² больше, чем внутренний.

Усталостные трещины в количестве 23 шт. длиной от 0,5 мм до 2,0 мм были обнаружены по срабатыванию проволочных сигнализаторов в диапазоне 98600 – 196000 циклов. Важно отметить, что все трещины несквозные, медленно растущие, образовались у отверстий под заклепки во внешнем металлическом слое пятислойной обшивки из СИАЛа. В стрингерах из сплава Д16чАТ были обнаружены трещины длинами 13 мм, 15 мм и 59,5 мм.

Перед испытанием панели № 1 на втором этапе стрингеры с трещинами были отремонтированы, а в средней части обшивки панели от заклепочного отверстия центрального стрингера, где на первом этапе испытания была зарегистрирована трещина, выполнили надрез стрингера, для определения длительности роста усталостной трещины.

Для оценки влияния на распределение напряжений по толщине обшивки в случае первоочередного разрушения стрингера была проведена тензометрия в зоне вокруг надрезанного стрингера.

На втором этапе испытания панели № 1 проводились до полного разрушения, которое произошло при наборе более 305000 циклов. В процессе испытания, так же, как и на первом этапе, фиксировались моменты зарождения но-

вых трещин, отслеживался рост как новых, так и старых трещин.

По результатам визуального наблюдения за ростом трещины, по которой произошло разрушение панели, был построен график длительности роста трещины (рис. 3).

Перед началом испытания панели № 2 (сплав 1163АТ) также проводилось исследование НДС панели по аналогии с панелью № 1. Из полученных средних значений нормальных напряжений видно, что в обшивке напряжение составляло 14,1 кг/мм², а в стрингере – 13,6 кг/мм², т.е обшивка нагружена больше, чем стрингеры на 0,5 кг/мм².

Испытания панели № 2 проводили также как и испытания панели № 1, то есть первоначально до накопления 200000 циклов, а после анализа полученных результатов – до полного разрушения панели.

На первом этапе испытания обнаружены 13 трещин длиной от 1 до 125 мм. Долговечность до образования первой усталостной трещины длиной ~ 1 мм составила около 120000 циклов. Разрушение панели произошло после накопления ~ 160000 циклов по двум трещинам, расположенным близко к средней части панели. Для них построен график длительности роста трещины (рис. 4).

ОБСУЖДЕНИЕ И ЗАКЛЮЧЕНИЯ

1. Выбрана оптимальная структура и состав слоистого алюмостеклопластика СИАЛ-1441, которые обеспечивают уменьшение разницы между модулями упругости металлического слоя и слоя стеклопластика, что может снизить

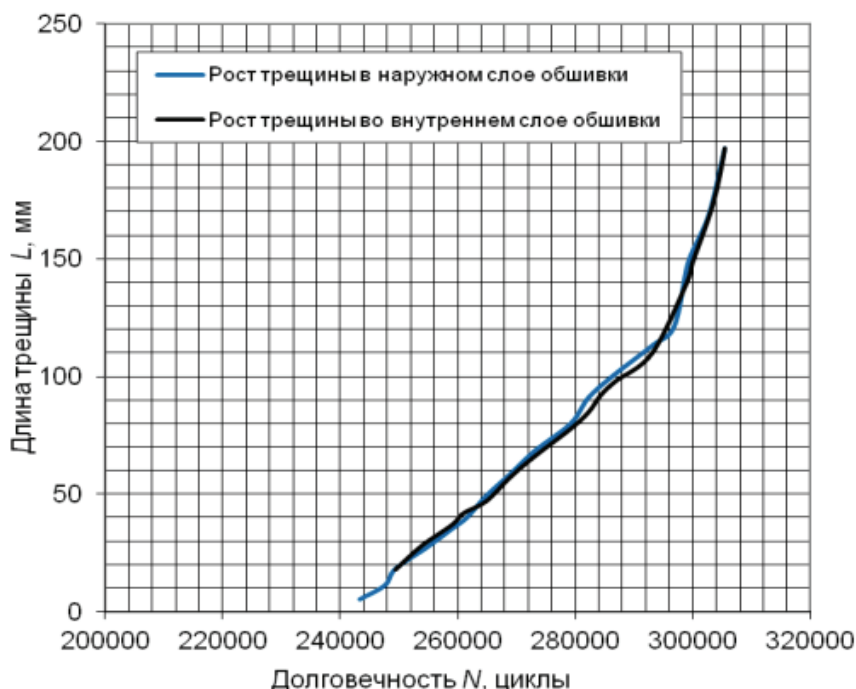


Рис. 3. Длительность роста трещин в Панели №1

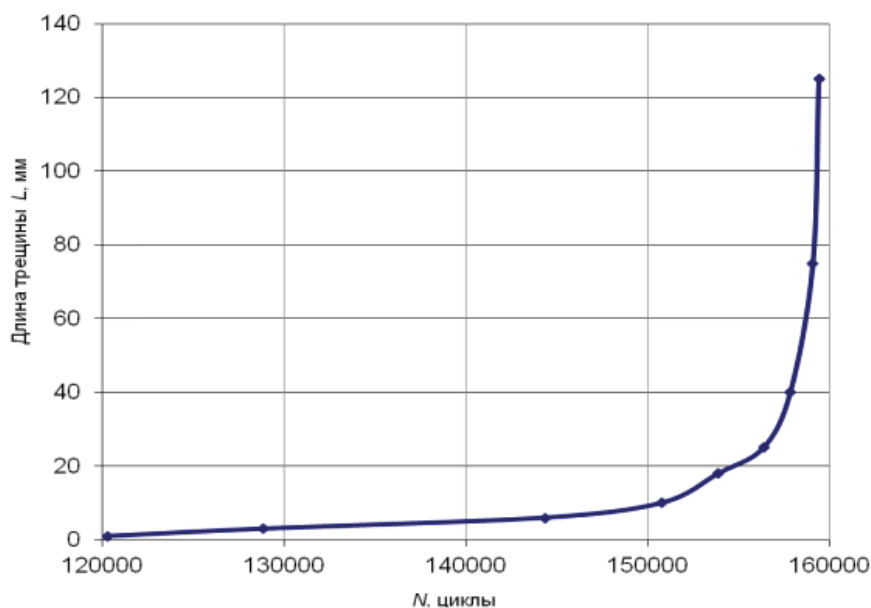


Рис. 4 Длительность роста трещин в Панели № 2

вероятность образования трещины усталости в металлическом слое алюмокомпозитного пластика.

2. В промышленных условиях изготовлены две панели, состоящие из обшивки и стрингерного набора. Одна панель имела обшивку из слоистого алюмокомпозитного пластика на основе сплава 1441Т11, вторая – из монолитного листа сплава 1163АТ. В качестве стрингерного набора в обоих случаях использовались гнутые листовые профили из сплава Д16сАТ.

3. Проведены сравнительные испытания на усталость и живучесть панелей по специально разработанной методике.

4. Показано, что долговечность до образования первой трещины длиной 1 мм обеих панелей примерно одинакова и составляет около 120000 циклов.

5. Анализ напряженно-деформированного состояния показал, что в панели из СИАЛа напряжения между стрингерами и обшивкой распределены неравномерно, стрингеры нагружены больше, чем обшивка. Разрушение одного из семи стрингеров (~ 200000 циклов) не привело к полному разрушению панели. Живучесть панели составила более 305000 циклов.

6. В панели из 1163АТ напряжения между обшивкой и стрингерами распределены равномерно. Разрушение панели (~ 160000 циклов) произошло по стрингеру и обшивке одновременно. Живучесть панели из 1163АТ примерно в два раза ниже, чем панели из СИАЛа, что позволяет рассматривать возможность применения слоистого алюмокомпозитного пластика в обшивке фюзеляжа самолета. Применение панелей фюзеляжа из СИАЛа взамен используемой на сегодняшний день монолитной обшивки позволит повысить весовую эффективность и живучесть конструкции.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. 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.
2. Каблов Е.Н. Всероссийскому институту авиационных материалов – 80 лет // Деформация и разрушение материалов. 2012. №6. С. 17–19.
3. Каблов Е.Н. ВИАМ: Продолжение пути // Наука в России. 2012. №11. С. 16–21.
4. Фридляндер И.Н., Колобнев Н.И., Сандлер В.С. Алюминий-литиевые сплавы. Энциклопедия. Цветные металлы и сплавы. Композиционные металлические материалы. Т. II-3. [под ред. И.Н. Фридляндера, Е.Н. Каблова]. М.: Машиностроение. 2001. С. 156–185.
5. Фридляндер И.Н. Воспоминания о создании авиационной и атомной техники из алюминиевых сплавов. М.: Наука. 2005. 275 с.
6. Шестов В.В., Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Сидельников В.В. Конструкционные слоистые алюмокомпозитного пластика 1441-СИАЛ // МиТОМ. 2013. № 9. С. 28–32.
7. Сенаторова О.Г., Антипов В.В., Лукина Н.Ф. и др. Слоистые металлополимерные композиционные материалы // Авиационные материалы и технологии. 2012. №5. С. 226–230.
8. Сенаторова О.Г., Антипов В.В., Лукина Н.Ф., Сидельников В.В., Шестов В.В., Попов В.И., Ершов А.С. Высокопрочные, трещиностойкие, легкие алюмокомпозитного пластика СИАЛ – перспективные материалы для авиационных конструкций // ТЛС. 2009. №2. С. 29–31.
9. Ерасов В.С., Нужный Г.А., Гриневиц А.В., Терехин А.Л. Трещиностойкость авиационных материалов в процессе испытания на усталость // Труды ВИАМ. 2013. №10. Ст. 06 (viam-works.ru).
10. Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Сидельников В.В., Шестов В.В. Конструкционные слоистые материалы СИАЛ // Клеи, герметики, технологии. 2012. №6, С. 13–17.
11. Антипов В.В. Стратегия развития титановых, маг-

- ниевых, бериллиевых и алюминиевых сплавов // *Авиационные материалы и технологии*. 2012. №S. С. 226–230.
12. Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Ткаченко Е.А., Вахромов Р.О. Высокопрочные Al–Zn–Mg–Cu-сплавы и легкие Al–Li-сплавы // *МирТом*. 2011. №9. С. 27–32.
 13. Лукина Н.Ф., Дементьева Л.А., Серезенков А.А., Котова Е.В., Сенаторова О.Г., Сидельников В.В. Клеевые препреги и композиционные и слоистые алюмополимерные материалы на их основе // *Российский химический журнал*. 2010. №1. Т. LIV. С. 53–56.
 14. Фридляндер И.Н., Аниховская Л.И., Сенаторова О.Г., Сидельников В.В. и др. Клеевые металлические и слоистые металлополимерные композиты. Цветные металлы и сплавы. Композиционные металлические материалы [под ред. Фридляндера И.Н., Каблова, Е.Н. и др]. М.: Машиностроение. 2001. Т. II-3. С. 814–832.
 15. Каблов Е.Н., Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Лукина Н.Ф. Новый класс слоистых алюмокомпозитов на основе алюминий-литиевого сплава 1441 с пониженной плотностью // *Вестник МГТУ им Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение»*. 2011. №SP2. С. 174–184.
 16. Фридляндер И.Н., Аниховская Л.И., Сенаторова О.Г. и др. Клеевые металлические и слоистые композиты. Энциклопедия. Цветные металлы и сплавы. Композиционные металлические материалы Т. II-3. /Под ред. И.Н. Фридляндера, Е.Н. Каблова. М.: Машиностроение. 2001. С. 814–832.
 17. Antipov V.V., Senatorova O.G., Beumber T, Lipina M. Investigation of a new fibre metal laminate (FML) family on the base of Al-Li alloy with lower density // *Materials Science and Engineering Technology*. 2012. №4. P. 350–355.
 18. *Fibre Metal Laminates /Ed. by Ad. Vlot, Yan. W. Gunnik*. Academic Publishers. 2001. P. 527.

THE POSSIBILITY OF APPLICATION FIBRE METAL LAMINATES FOR THE ELEMENTS OF FUSELAGE SKIN

© 2016 V.V. Antipov^{1,2}, V.V. Sidelnikov¹, S.V. Samohvalov¹, V.V. Shestov¹, Y.N. Nefedova¹, A.A. Lyalin³

¹ All-Russia Institute of Aviation Materials, Moscow

² Samara State Aerospace University named after Academician S.P. Korolyov (National Research University)

³ Voronezh Aircraft Production Association

High potential for the application in the elements of construction of mechanical engineering has layered composites on a base of thin sheets from aluminium alloys reinforced with different nonmetallic fibers. The unique combination of FML characteristics (high crack resistance and specific static strength, good fatigue, corrosion, impact performances, fire resistance) makes this material as the advanced one for future generation of aviation structures as compared to monolithic aluminium sheets. The light ($d=2.59$ g/cm³) and high-modulus ($E=80$ GPa) Al-Li alloy 1441 is high workable in terms of cold rolling. The use of clad and unclad thin (down to 0.3 mm) 1441T11 alloy sheets in FML composition instead of sheets from traditional aluminium alloys of 2xxx and 7xxx series to reduce density and to enhance modulus of FML. As a result weight affectivity and stiffness of structures increase.

Keywords: fiber metal laminates, component test, fatigue properties.

Vladislav Antipov, *Cand. Sci. (Eng.), Chief of SRD¹, Senior Researcher of NIL-37²*. E-mail: admin@viam.ru

Vasily Sidelnikov, *Leading Engineer*.

Sergey Samohvalov, *Leading Engineer*.

Vitaly Shestov, *Leading Engineer*. E-mail: sloffos@gmail.com

Yulia Nefedova, *Engineer*.