

УДК 620.1:669.018.95

А.В. Мазаев¹

ПРОЧНОСТНОЙ АНАЛИЗ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ПАНЕЛЕЙ ИЗ КОМПОЗИТА СИАЛ-3-1 И СПЛАВА Д16ч.-АТ МЕТОДОМ КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

DOI: 10.18577/2071-9140-2018-0-1-46-51

Произведен прочностной анализ экспериментальных панелей четырех вариантов из металлополимерного композита СИАЛ-3-1 и двух вариантов из алюминиевого сплава Д16ч.-АТ. Отличие образцов состоит в поэтапном придании им переменной толщины и двойной кривизны. Характеристики прочности определялись методом конечных элементов с помощью программного пакета APM WinMachine 12 XE в соответствии с критерием Мизеса. По результатам статического расчета составлена сравнительная таблица коэффициентов запаса по текучести и прочности, указана масса образцов. Выявлены преимущества панели двойной кривизны и переменной толщины из СИАЛ-3-1 для применения в обшивках деталей авиатехники.

Ключевые слова: металлополимерный композит, СИАЛ-3-1, анализ прочности, алюмокомпозит, двойная кривизна, переменная толщина, метод конечных элементов, градиент прочности, пожаростойкость, коэффициент запаса по текучести и прочности, APM WinMachine 12 XE, APM Structure3D.

А.В. Мазаев¹

STRENGTH ANALYSIS OF EXPERIMENTAL PANELS FROM COMPOSITE SIAL-3-1 AND ALLOY D16ch.-AT BY A FINITE ELEMENT METHOD

The strength analysis of experimental panels of four variants from SIAL-3-1 metal-polymer composite and two variants from D16ch.-AT aluminium alloy has been performed. The difference between the samples consisted in stage-by-stage change of their shape – adding variable thickness and double curvature thereof. The strength properties have been determined by the finite element method using APM WinMachine 12 XE software package in accordance with Mises criterion. According to the static calculation results, the comparative table of yield and strength factors has been prepared; the weight of samples has been specified. The advantages of the panel of double curvature and variable thickness made from SIAL-3-1 for application in paneling of aviation equipment parts have been revealed.

Keyword: metal-polymer composite, SIAL-3-1, strength analysis, aluminium glass fiber reinforced plastic, double curvature, variable thickness, finite element method, strength gradient, fire resistance, yield and strength factors, APM WinMachine 12 XE, APM Structure3D.

¹Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Воронежский государственный технический университет» [Federal State Budgetary Institution of High Education «Voronezh State University»]; e-mail: alexeymazaev@bk.ru

Введение

Для обшивок летательных аппаратов чаще всего используют различные алюминиевые сплавы. Они считаются одним из главных конструктивных материалов для авиа- и космической техники. Однако в последнее время сплавы на основе алюминия заменяются с прогрессирующей скоростью на композиционные материалы. Причина этого – повышенные механические свойства композитов (предел упругости, предел прочности и другие) с учетом сниженной массы, что позитивно сказывается на характеристиках готовых деталей.

Одним из принципиально новых конструктивных материалов является композит на основе алюминиевых листов и стеклопластика (СИАЛ). За рубежом такой материал выпускают под маркой GLARE (GL – стеклопластик, А – алюминий,

RE – армирование). Он состоит из чередующихся тонких (от 0,3 до 0,5 мм) листов алюминия и прослоек пластика – клеевого препрега с армирующими волокнами. Количество листов и полимерных прослоек, а также их структуру выбирают в зависимости от назначения детали и конструкции [1–4].

Цель данной работы – оценка механических и весовых характеристик панели двойной кривизны и переменной толщины из материала СИАЛ-3-1 в сравнении с панелями трех вариантов, которые попеременно сочетают плоскостность, переменную толщину и двойную кривизну. Для дополнительной наглядности проанализированы характеристики двух панелей сплава Д16ч.-АТ.

Проектирование экспериментальных панелей осуществляли в системе Компас-3D V16. Для прочностного анализа панелей использована

система автоматизированного расчета в области машиностроения – APM WinMachine 12 XE.

Материалы и методы

Метод конечных элементов (МКЭ) – процедура численного решения задач путем разбиения их на элементы, которые представлены в форме дифференциальных уравнений. Процесс решений с помощью МКЭ содержит следующую последовательность этапов:

1. Дискретизация области с заданием свойств материала (элементов) и построение сетки. Область решения покрывается подобластями простого типа (аппроксимируется), они являются конечными элементами. Совокупность элементов образует конечно-элементную сетку. Вершины конечных элементов называют узлами, с помощью которых описывают геометрическую форму элемента, а неизвестная величина задается в узлах.

2. Выбор базисных (аппроксимирующих) функций разного порядка: линейного, квадратичного, кубического и т. д.

3. Формирование системы линейных алгебраических уравнений и введение граничных условий в данную систему. Интегралы по области разделяются на интегралы по элементам, определяются элементные матрицы и векторы, далее формируются глобальная матрица.

4. Решение системы уравнений.

5. Вычисление расчетных величин в элементах. Часто такими величинами служат производные от неизвестной функции – например, напряжения [5].

Образование у материала предельного состояния возможно или при появлении пластической деформации, или при разрушении. В объемно-напряженном состоянии важно определить степень главных напряжений в элементе, при которых происходит переход от упругого к предельному состоянию. Такая степень напряжений может быть установлена с помощью критериев текучести (пластичности) или прочности (разрушения). С помощью критериев текучести или прочности сравнивают величину критичности напряженных состояний материала. Сравнение удобно, если одно напряженное состояние принять основным – эквивалентным, т. е. это теоретическая величина, которая представляет собой обобщенное состояние объемного напряжения [6].

Наиболее точным критерием пластичности считается критерий удельной энергии изменения формы – критерий Мизеса (1). При появлении деформации предельное значение получает та часть детали, где потенциальная энергия максимальна вследствие изменения формы. Этот критерий называют четвертой (энергетической) теорией прочности. Повреждение материала начинается там, где напряжение по Мизесу приравнивается к предельному напряжению [6]:

$$\sigma_{\text{экв}} = \frac{\sigma_1}{\sqrt{2}} \sqrt{(1-\alpha)^2 + (\alpha-\beta)^2 + (\beta-\alpha)^2}; \quad (1)$$

$$\alpha = \sigma_1/\sigma_2; \quad \beta = \sigma_3/\sigma_1,$$

где σ_1 – максимальное нормальное напряжение; σ_3 – минимальное нормальное напряжение; $\sigma_1 \geq \sigma_2 \geq \sigma_3$.

Для проектирования экспериментальных панелей использовали систему с функциональными возможностями твердотельного и поверхностного моделирования – Компас-3D V16. Возможности системы обеспечивают проектирование в области машиностроения изделий любой сложности [7]. Статический расчет на прочность производили в системе APM WinMachine 12 XE. Расчетное ядро системы – модуль APM Structure3D – имеет сертификат соответствия № RA.RU.AB86.H00949 (система сертификации ГОСТ Р). Статический расчет подразумевает воздействие нагрузок на панель, не изменяющееся в течение всего времени работы [8, 9].

Исследование решений полученных систем дифференциальных уравнений, согласно критерию Мизеса, проведено в рамках дискретной модели, описывающей взаимодействия четырехузловых пластин. Данная модель предполагает однородное напряженно-деформированное состояние каждого элемента. Появление критической (пластической) зоны деформации принимается как поочередный переход элементов в критическое (пластическое) состояние. Каждый этап решения упругопластической задачи учитывает перераспределение напряжений вследствие пластического деформирования нового элемента [10].

В качестве начальной геометрической формы экспериментальных панелей использована часть обшивочной панели двойной кривизны и переменной толщины для крыла самолета (рис. 1) [11].



Рис. 1. Область выреза экспериментальной панели

Варианты исполнения экспериментальных панелей

Условный номер варианта исполнения	Отличительное изменение
1	Плоская с одинаковой толщиной
2	Плоская с переменной толщиной
3	Двойной кривизны и одинаковой толщины
4	Двойной кривизны и переменной толщины

Варианты изменения геометрической формы при разном исполнении модели представлены в табл. 1.

Чертежи экспериментальных панелей приведены на рис. 2 и 3.

Отличие плоской экспериментальной панели с переменной толщиной от чертежа на рис. 2 заключается в разных толщинах торцевых граней с шириной 51 и 57,5 мм. Грань с шириной 51 мм имеет толщину 1,58 мм, грань с шириной 57,5 мм

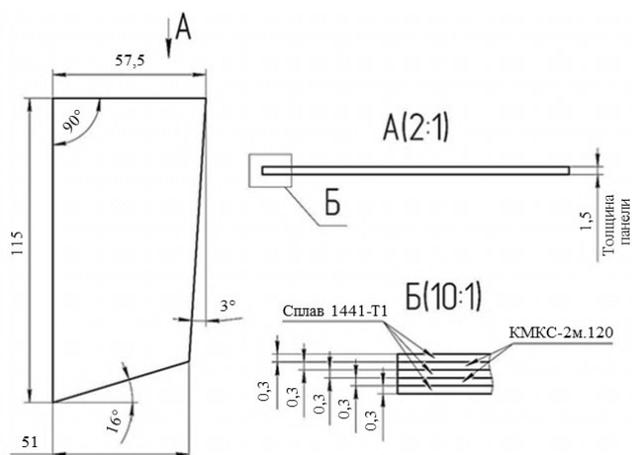


Рис. 2. Чертеж плоской экспериментальной панели с одинаковой толщиной

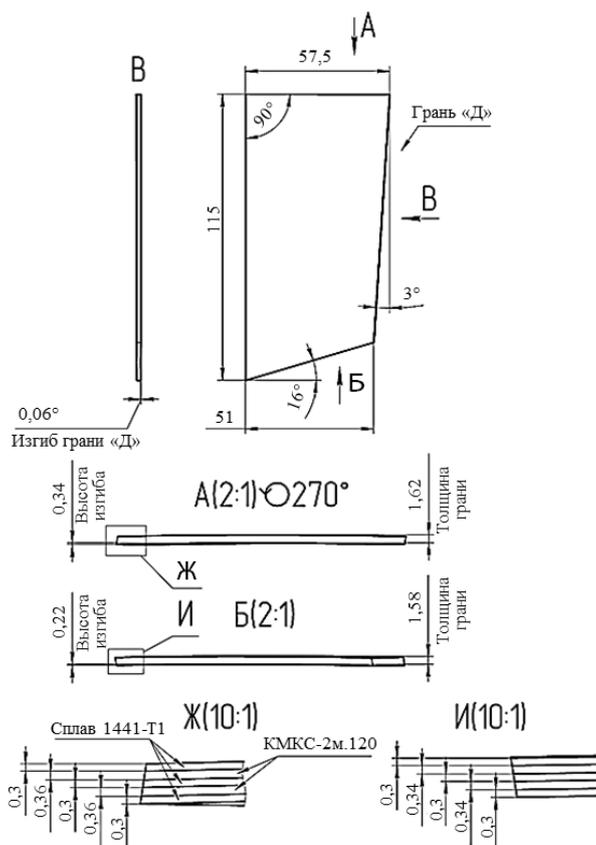


Рис. 3. Чертеж экспериментальной панели двойной кривизны и переменной толщины

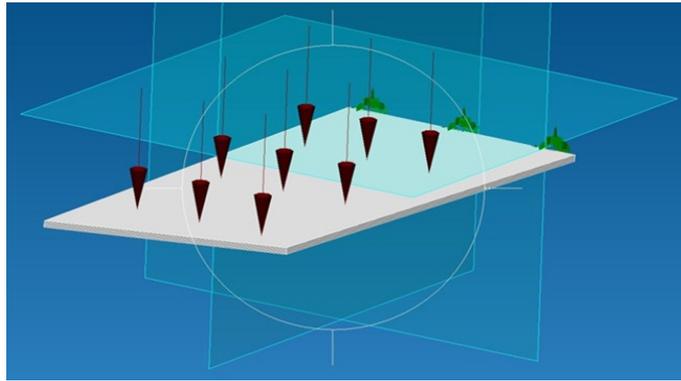


Рис. 4. Схема закрепления и нагружения экспериментальной панели в программе APM Studio

имеет толщину 1,62 мм. Градиент толщины меняется плавно, это достигается утолщением стеклопластика (от 0,34 до 0,36 мм) между металлическими слоями.

Отличие экспериментальной панели двойной кривизны и одинаковой толщины от чертежа на рис. 3 заключается в одинаковой толщине панели в сечениях, расположенных перпендикулярно поверхности. Это достигается равномерным распределением слоя стеклопластика (0,3 мм) между металлическими слоями.

Чертежи на рис. 2 и 3 содержат размеры толщин слоев, относящихся к панелям из материала СИАЛ-3-1, в случае с монолитными панелями из сплава Д16ч.-АТ – плотность однородна.

Порядок расчета

Расчеты экспериментальных панелей производили в одинаковой последовательности при равных условиях нагружения:

1. Экспериментальная панель сборочного (состоящая из слоев) или монолитного типа, созданная в системе Компас-3D V16, переводилась в формат STEP AP 2014.

2. В программе APM Studio системы APM

WinMachine 12 XE с помощью функции Restraint для экспериментальной панели устанавливали жесткое закрепление (запрет перемещений по направлениям x , y , z) торцевой грани длиной 57,5 мм (рис. 2 и 3).

3. К верхней грани панели с помощью функции Pressure прикладывали давление величиной 0,1 МПа (показано стрелками на рис. 4). В данном случае давление моделируется как сила, направленная по нормали к каждой точке поверхности.

4. В сборочной панели из материала СИАЛ-3-1 с помощью функции Set Coincided Faces на границе разделения слоев задавали нормальное напряжение $\sigma_n=25$ МПа, характерное для расслаивания связующего клея ВК-50 [12], и тангенциальное напряжение $\tau_v=40,2$ МПа, характерное для межслойного сдвига композита GLARE [13].

5. С помощью функции Material задавали характеристики сплава 1441-T1 [14], препрега КМКС-2м.120 [15] и сплава Д16ч.-АТ [16] – соответствующие данные представлены в табл. 2.

6. С помощью функции FEM Mesh производили разбиение панелей на конечные элементы. Параметры разбиения приведены в табл. 3.

Таблица 2

Механические характеристики материалов

Материал	Предел текучести	Предел прочности	Модуль упругости	Плотность, кг/м ³	Коэффициент Пуассона
Сплав 1441-T1	330	430	80000	2600	0,34
Препрег КМКС-2м.120	727,5	727,5	30500	1700	0,25
Сплав Д16ч.-АТ	275	415	68000	2780	0,34

Таблица 3

Параметры разбиения расчетных панелей

Материал	Исполнение экспериментальной панели	Тип конечного элемента	Максимальная длина стороны конечного элемента, мм
СИАЛ-3-1	Плоская с одинаковой толщиной	Четырехузловые пластины	2
	Плоская с переменной толщиной	То же	2
	Двойной кривизны и одинаковой толщины	Трехузловые пластины	1,2
	Двойной кривизны и переменной толщины	То же	1,2
Д16ч.-АТ	Плоская с одинаковой толщиной	Четырехузловые пластины	2
	Двойной кривизны и переменной толщины	Трехузловые пластины	2

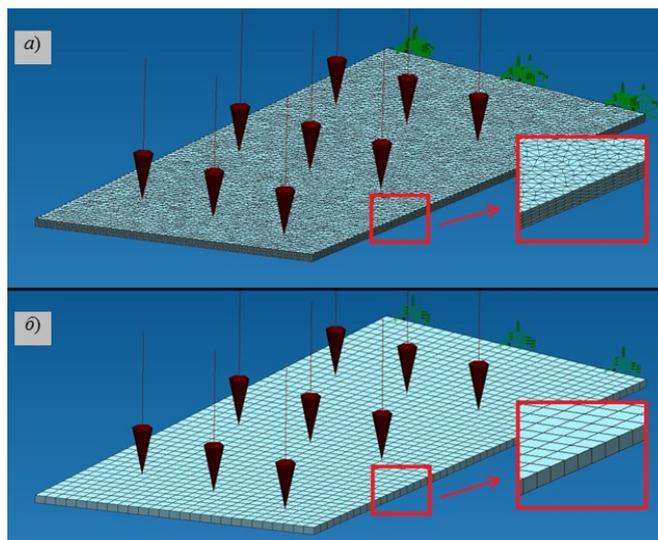


Рис. 5. Конечно-элементная сетка экспериментальных панелей:
 а – треугольные пластины с максимальной длиной стороны конечного элемента 1,2 мм; б – четырехугольные пластины с максимальной длиной стороны конечного элемента 2 мм

Максимальный коэффициент сгущения конечной элементной сетки на поверхности экспериментальной пластины во всех случаях принят равным 1.

В расчетах использовали два типа конечных элементов: трех- и четырехузловые пластины. Первые представляют собой треугольные пластины (рис. 5, а), вторые – четырехугольные, близкие к прямоугольным (рис. 5, б). Выбор обуславливается удобством расчета и наиболее точным приближением результатов к реальным [8, 9].

Для многослойных панелей из материала СИАЛ-3-1 изогнутой формы лучше подходят трехузловые пластины, поскольку они точнее описывают данную геометрическую форму и обеспечивают лучший контакт узлов на границе раздела материалов. Опытным путем выбрана максимальная длина сторон конечных элементов для данных панелей: 1,2 мм – для материала СИАЛ-3-1; 2 мм – для сплава Д16ч.-АТ. При таких параметрах решение наиболее достоверно.

Для плоских панелей из материала СИАЛ-3-1 и сплава Д16ч.-АТ использовали четырехузловые

пластины, поскольку они точнее описывают данную геометрическую форму и обеспечивают необходимый контакт узлов на границе раздела. Опытным путем выбрана максимальная длина стороны конечного элемента, равная 2 мм, при которой решение наиболее достоверно.

7. В меню File программы APM Studio с помощью функции Transmit FEM Mesh все 3D-модели с ранее заданными параметрами переводились в программу APM Structure3D. В меню Loads программы APM Structure3D с помощью функции Load Case к моделям добавляли собственную массу. С помощью функции Load Combinations для моделей создавали комбинации нагружений с учетом давления, приложенного в предыдущей программе, и собственной массы экспериментальных панелей.

Далее с помощью функции Calculations в меню Calculation производили статические расчеты моделей на прочность Linear Static. Карта эквивалентных напряжений по Мизесу для экспериментальной панели двойной кривизны и переменной толщины из материала СИАЛ-3-1 представлена на рис. 6.

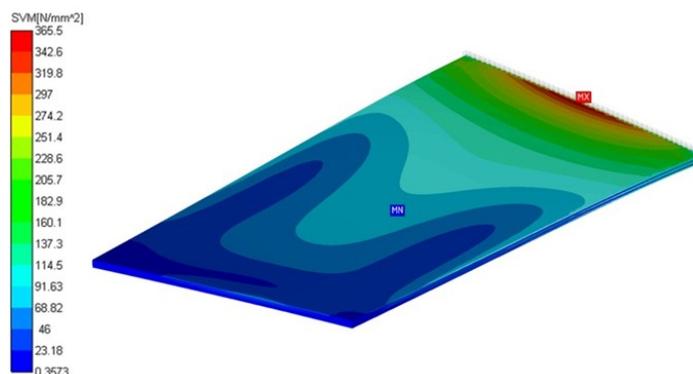


Рис. 6. Карта эквивалентных напряжений для экспериментальных панелей двойной кривизны и переменной толщины из материала СИАЛ-3-1

Таблица 4

Результаты расчетов экспериментальных панелей

Материал	Исполнение экспериментальной панели	Масса, г	Коэффициент запаса	
			по текучести	по прочности
СИАЛ-3-1	Плоская с одинаковой толщиной	19,5	0,72	0,94
	Плоская с переменной толщиной	20,7	0,74	0,96
	Двойной кривизны и одинаковой толщины	19,3	0,84	1,09
	Двойной кривизны и переменной толщины	20,5	0,90	1,18
Д16ч.-АТ	Плоская с одинаковой толщиной	22,6	0,38	0,57
	Двойной кривизны и переменной толщины	25,8	0,39	0,58

Результаты

Результаты исследования представлены в табл. 4. В качестве оценочных характеристик использованы коэффициенты запаса по текучести и прочности, которые определяются отношением предела текучести или прочности к максимальному эквивалентному напряжению по Мизесу. Масса образцов измерена в системе Компас-3D V16 с использованием характеристик, указанных в табл. 2.

Обсуждение и заключения

Основываясь на полученных в ходе исследования результатах, можно заключить, что плоская экспериментальная панель с одинаковой толщиной, изготовленная из металлополимерного композита СИАЛ-3-1 на базе препрега КМКС-2м.120 и сплава 1441-Г1, демонстрирует улучшенные механические и весовые характеристики по сравнению с идентичной панелью, изготовленной из алюминиевого сплава Д16ч.-АТ. Коэффициент запаса по текучести выше – на 47%, по прочности – на 39%, а масса снижена – на 14%. Дан-

ные табл. 4 показывают, что градиция утолщения стеклопластика в соответствии со способом, изложенным в работе [11], а также придание панели двойной кривизны улучшают механические свойства и повышают сопротивление распространению пламени [17]. Экспериментальная панель двойной кривизны и переменной толщины из композита СИАЛ-3-1 превосходит по характеристикам прочности остальные образцы. Например, сравнивая ее с уже применяемой плоской экспериментальной панелью с одинаковой толщиной, получаем, что коэффициенты запаса по текучести и прочности больше на 20% при увеличении массы всего на 5%. Благодаря двойной кривизне данная панель обладает обтекаемой формой и соответствует требованиям аэродинамики, а переменная толщина позволяет создавать градиент прочности и жаростойкости в необходимом направлении. Помимо вышеприведенных характеристик, панели из материала СИАЛ в сравнении с панелями из алюминиевого сплава обладают повышенной трещиностойкостью [2].

ЛИТЕРАТУРА

1. Around Glare a new aircraft material in context // The Netherlands, Delft university of technology / ed. by Vermeeren C. Kluwer Academic Publishers, 2002. 216 p.
2. Сенаторова О.Г., Антипов В.В., Лукина Н.Ф., Сидельников В.В. и др. Высокопрочные трещиностойкие легкие слоистые алюмокомпозиты класса СИАЛ – перспективный материал для авиационных конструкций // Технология легких сплавов. 2008. №2. 10 с.
3. Sinmazçelik T., Avcu E., Bora M.Ö., Çoban O. Fibre metal laminates, background, bonding types and applied test methods: review // Turkey: Materials & Design. 2011. Vol. 32. No. 15 P. 3671–3685.
4. Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Сидельников В.В., Шестов В.В. Конструкционные слоистые материалы СИАЛ // Клей. Герметики. Технологии. 2012. №6. 13 с.
5. Сагдеева Ю.А., Копысов С.П., Новиков А.К. Введение в метод конечных элементов. Ижевск: Изд-во Удмуртского ун-та, 2011. 44 с.
6. Сапунов В.Т. Теория пластичности. Плоская задача. Экстремальные принципы и энергетические методы решения. Законы, уравнения и задачи циклической пластичности. М.: НИЯУ МИФИ, 2010. 124 с.
7. Компас-3D V16: руководство пользователя. СПб.: АСКОН, 2016. 2590 с.
8. Замрий А.А. Проектирование и расчет методом конечных элементов трехмерных конструкций в среде APM Structure3D. М.: АПМ, 2006. 289 с.
9. APM Structure3D. Система расчета и проектирования деталей и конструкций методом конечных элементов: руководство пользователя. М.: АПМ, 2015. 53 с.
10. Фокин В.Г. Метод конечных элементов в механике деформируемого твердого тела. Самара: СГТУ, 2010. 131 с.
11. Мазаев А.В., Иванова Ю.В. Особенности технологии изготовления панели двойной кривизны и переменной толщины из композита СИАЛ // Научный вестник Воронежского государственного архитектурно-строительного университета. Сер.: Инновации в строительстве. 2017. №3. С. 76–82.
12. Лукина Н.Ф., Дементьева Л.А., Петрова А.П., Аниховская Л.И. Клеящие материалы в конструкции лопастей вертолетов // Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн. 2016. №7. Ст. 07. URL: <http://viam-works.ru> (дата обращения: 23.10.2017). DOI: 10.18577/2307-6046-2016-0-7-7-7.
13. Botelho E.C., Silva R.A., Pardini L.C., Rezende M.C. A review on the development and properties of continuous fiber/epoxy/aluminum hybrid composites for aircraft structures // Materials Research. 2006. No. 3. P. 247–256.
14. Антипов В.В. Технологичный алюминийлитиевый сплав 1441 и слоистые гибридные композиты на его основе // Металлург. 2012. №5. 11 с.
15. Лукина Н.Ф., Дементьева Л.А., Аниховская Л.И. Клеевые препреги для слоистых алюмокомпозитов класса СИАЛ // Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн. 2014. №1. Ст. 05. URL: <http://viam-works.ru> (дата обращения: 23.10.2017). DOI: 10.18577/2307-6046-2014-0-1-5-5.
16. Слоистые металлополимерные композиционные материалы // ФГУП «ВИАМ»: [официальный сайт]. URL: https://viam.ru/layered_materials (дата обращения: 23.10.2017).
17. Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Сидельников В.В. Исследование жаростойкости слоистых гибридных алюмокомпозитов класса СИАЛ // Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн. 2013. №3. Ст. 04. URL: <http://viam-works.ru> (дата обращения: 23.10.2017).