

УДК 629.7.083:629.7.023.2 + 620.22-419

А.В. ГАЙДАЧУК, Л.В. СМОВЗЮК, М.А. ШЕВЦОВА

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина***МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОТВЕРЖДЕНИЯ КОМПОЗИЦИОННОЙ РЕМОНТНОЙ НАКЛАДКИ**

Предложена математическая модель, описывающая процесс возникновения технологических напряжений в композиционной накладке, используемой для ремонта панелей с повреждениями. В качестве факторов, приводящих к появлению напряжений, рассмотрено действие температуры и давления полимеризации, усадочных и релаксационных процессов. Преимуществом модели является возможность учета изменения упругих характеристик материалов в технологическом процессе с ростом их степени отверждения. Полученные численные результаты подтверждают необходимость предварительного моделирования процесса отверждения для проведения качественного ремонта. Сделанные выводы позволяют дать рекомендации по выбору рациональных параметров режима отверждения.

Ключевые слова: панель, дефект, ремонт, накладка, процесс отверждения, технологическое НДС.

Введение

Существующая тенденция постоянного увеличения числа пассажирских и транспортных перевозок приводит к постоянному росту количества самолетов, которое, согласно данным специализированного исследования компании Boeing, составит к 2020 году 33 тыс. единиц, по сравнению с 14,5 тыс. самолетов в 2000 году [1]. Следствием этого является увеличение количества самолетов, нуждающихся в ремонте и обоснованном продлении летного ресурса. Мировые затраты на текущий и капитальный ремонт парка летательных аппаратов (ЛА) в 2000 году составили около 45,4 млрд. \$, а прогнозируемый рост этих расходов составляет около 5% в год.

Все это объясняет повышенный интерес и большое количество научных исследований, посвященных проблеме ремонта авиационных конструкций. Одним из важных направлений таких исследований является выбор методики ремонта в зависимости от типа конструкции и присутствующего в ней повреждения [2, 3].

Согласно исследованиям [4], для металлических и композиционных панельных конструкций летательного аппарата (ЛА) рациональным методом ремонта дефектов типа вмятин, разрушения несущих обшивок, расслоений является установка ремонтных накладок. Высокие физико-механические свойства современных полимерных композиционных материалов (КМ), значительные преимущества клеевых соединений перед механическими определяют успешное использование накладок из КМ для ремонта как полимерных, так и металлических панелей летательного аппарата. Такой метод ремонта

является эффективным с механической и экономической точки зрения, и, не требуя сложного оборудования, может быть легко осуществлен в полевых условиях.

Но возникающие в процессе отверждения ремонтной наклейки остаточные напряжения в дальнейшем оказывают влияние на несущую способность отремонтированного изделия. Поэтому их определение является первоочередной задачей моделирования процесса ремонта.

Снижение остаточных напряжений может быть достигнуто за счет подбора оптимального сочетания упругих характеристик материалов и формы ремонтной наклейки [5, 6], а также оптимизации режима отверждения ремонтной наклейки.

Целью этой статьи является продемонстрировать влияние режима отверждения на остаточное напряженно-деформированное состояние (НДС) ремонтируемой конструкции и обосновать рекомендации по выбору его рациональных параметров.

Постановка задачи. Для определения остаточного НДС в панели с композитной накладкой (рис. 1) в результате ремонта будем использовать математическую модель пластины ступенчато-переменной толщины [7].

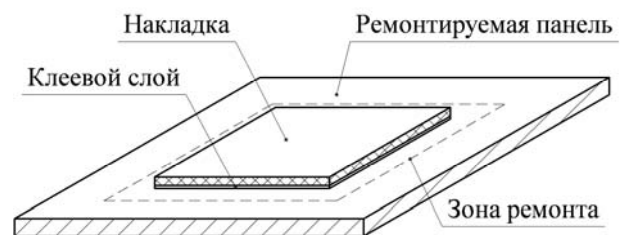


Рис. 1. Схема ремонтируемой панели

Среди факторов, приводящих к возникновению напряжений в ремонтируемой конструкции, будем рассматривать температуру и давление формования накладки в зоне ремонта, релаксационные и усадочные деформации в полимерном связующем и клее. Также будем учитывать рост степени отверждения связующего в процессе полимеризации, приводящий к изменению физико-механических характеристик материала накладки и клея.

1. Метод решения

Температурно-временная зависимость режима полимеризации схематично представлена на рис. 2.

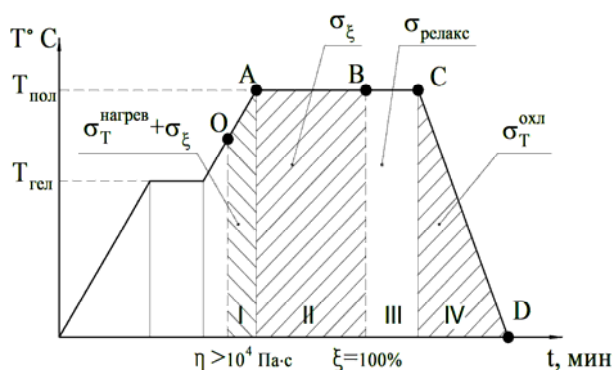


Рис. 2. Температурно-временная зависимость режима полимеризации

1.1. Определение точки возникновения напряжений

На начальных этапах полимеризации вязкость связующего мала (рис. 3), и напряжения, возникающие в конструкции, релаксируют мгновенно. Доказано, что технологические напряжения появляются в конструкции после резкого роста вязкости η [8].

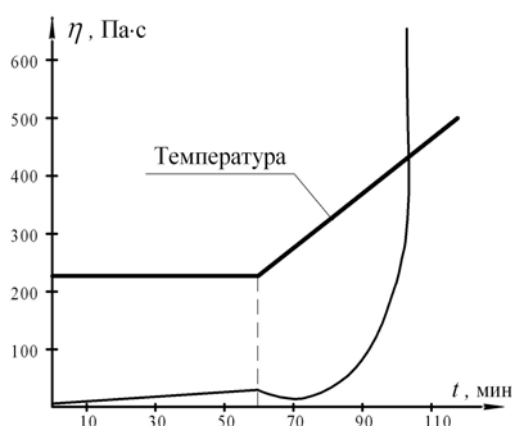


Рис. 3. Изменение вязкости связующего в процессе отверждения

Будем считать, что напряжения в конструкции возникают после достижения вязкостью значения более 10^4 Па·с, что соответствует т.О на рис. 2.

1.2. Определение контрольных точек

Процесс полимеризации, сопровождающийся возникновением напряжений, может быть условно разделен на четыре этапа, как показано на рис. 2.

При определенных условиях на каждом из этапов действующие напряжения могут превысить допустимые значения, следствием чего является необходимость контроля НДС в расчетных точках А, В, С и D.

На первом этапе возникновение и рост напряжений определяется нагревом и присутствующими усадочными деформациями. При ремонте металлических конструкций с использованием композиционных материалов, при определенном соотношении КЛТР и жесткостей, температурные и усадочные напряжения имеют один знак. В этом случае температурные напряжения, дополняемые усадочными, могут привести к возникновению дефектов уже в процессе нагрева, так как ФМХ материала накладки на первом этапе значительно ниже окончательных значений. Это определяет необходимость контроля напряжений в точке А.

При изотермической выдержке (АС) напряжения являются следствием продолжающейся усадки (II) и релаксационных процессов (III). Предлагаемый метод позволяет учитывать снижение напряжений на этапе III, если известны значения эмпирических коэффициентов, описывающих закон релаксации исследуемого материала, определяемые опытным путем.

Далее в статье релаксация рассматриваться не будет, поэтому контроль напряжений осуществляется только в точке В, не учитывая точку С.

На четвертом этапе возникающие напряжения определяются охлаждением ремонтируемой конструкции. Окончательные технологические напряжения в точке D суммируют напряжения на всех предыдущих этапах и подлежат контролю.

1.3. Изменение ФМХ в процессе отверждения

С изменением степени отверждения связующего в процессе полимеризации возникает изменение упругих характеристик связующего и клевого слоя. Будем считать, что модуль упругости клея и связующего равен 0 при $\eta < 10^4$ Па·с и пропорционален степени отверждения при $\eta \geq 10^4$ Па·с (рис. 4).

Принимая, что на этапе О-А-С коэффициент Пуассона и КЛТР незначительно изменяются с рос-

том степени отверждения, будем считать их постоянными в течение всей полимеризации.

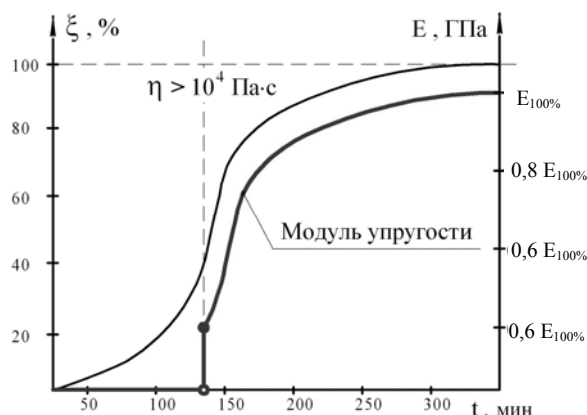


Рис. 4. Изменение модуля упругости связующего в процессе полимеризации

На этапах нагрева и охлаждения также необходимо учитывать зависимость ФМХ, таких как: модуль упругости и КЛТР волокна и матрицы, от температуры. В случаях низких температур полимеризации, ввиду незначительного изменения свойств, этим влиянием можно пренебречь.

Для определения физико-механических характеристик моно слоя КМ в заданный момент, в зависимости от упругих характеристик волокна и матрицы, используются известные формулы [9].

Для упрощения решения задачи определения НДС конструкции с изменяющимися в процессе отверждения характеристиками, будем определять возникающие напряжения, как сумму напряжений на отдельных участках, в пределах которых будем считать упругие и механические характеристики постоянными (рис. 5). В этом случае количество участков разбиения будет определяться требуемой точностью вычислений.

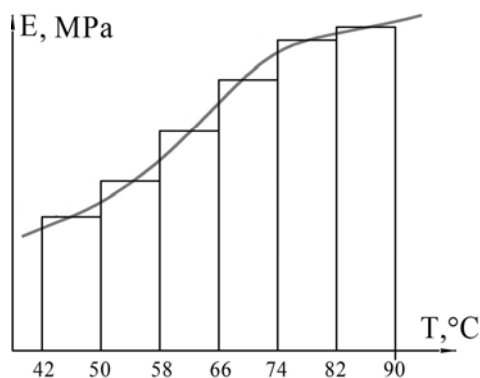


Рис. 5. Принимаемый при расчете модуль упругости связующего на этапе нагрева

2. Численные результаты

Для того, чтобы продемонстрировать влияние режима полимеризации на остаточное НДС ремонтируемой конструкции, рассмотрим численный пример.

Проведем моделирование ремонта алюминиевой панели, приведенной на рис. 6, углепластиковой накладкой, отверждаемой по двум различным режимам (рис. 7) без приложения внешнего давления.

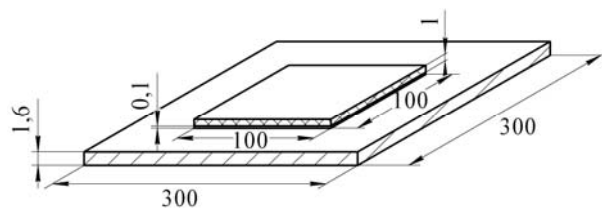


Рис. 6. Геометрические параметры ремонтируемой панели

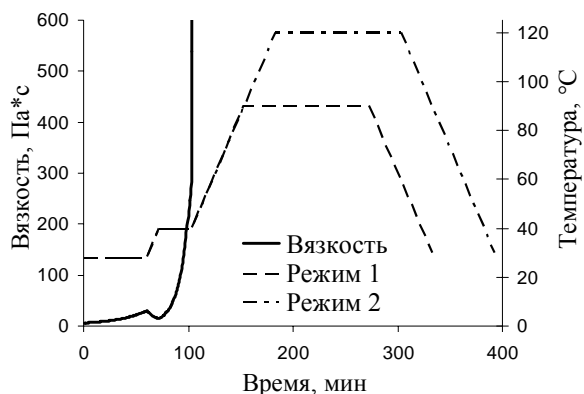


Рис. 7. Режимы отверждения ремонтной накладки

Упругие характеристики используемых материалов следующие:

Алюминий (Clad 2024 T3):

$$E=72,45 \text{ ГПа}; \mu=0,33; \alpha_1= \alpha_2=22,7 \cdot 10^{-6}$$

Клей (связующее EA 9396):

$$E=2,75 \text{ ГПа}; \mu=0,35; \alpha_1= \alpha_2=85 \cdot 10^{-6}$$

Углепластик (EA9396/Carbon 3K-70-P):

$$E_1= E_2=52,55 \text{ ГПа}; G_{12}=2,6 \text{ ГПа}; \mu_{12}=0,08;$$

$$G_{13}=G_{23}=4 \text{ ГПа}; \alpha_1= \alpha_2=3,6 \cdot 10^{-6}$$

Для связующего и углепластика на его основе приведенные модули упругости соответствуют 100% степени отверждения.

Будем моделировать процесс ремонта без проведения предварительного демонтажа, т.е. ремонтируемая панель ЛА крепиться по контуру к силовым элементам каркаса.

В этом случае граничные условия соответствуют условиям шарнирного опирания.

Для определения точки возникновения напряжений используем график изменения вязкости¹ для выбранных режимов отверждения, представленный на рис. 7.

На рис. 8 приведены графики изменения степени отверждения¹, необходимые для определения текущих модулей упругости отверждаемых материалов, и зависимости усадки¹ для режимов 1 и 2.

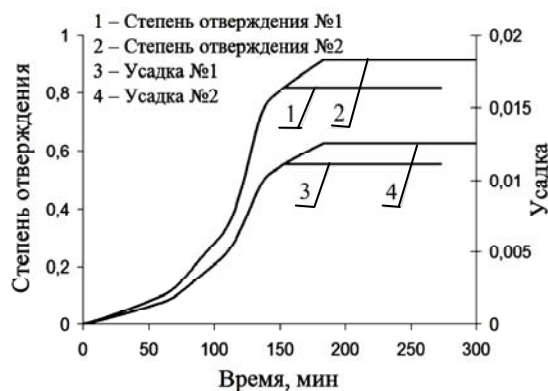


Рис. 8. Изменение вязкости и степени отверждения в процессе полимеризации

Будем последовательно определять НДС на участке нагрева (т.О – т.А), изотермической выдержки (т.А – т.В) и охлаждения (т.С – т.Д), учитывая описанные ранее факторы, вызывающие возникновение напряжений. При нагреве еще неотвержденной смолы упругие свойства значительно изменяются, поэтому этот этап был предварительно разбит на 8 участков, для каждого из которых было определено среднее значение модуля упругости смолы и вычислены соответствующие упругие характеристики КМ.

В результате расчетов были получены картины распределения напряжений в ремонтируемом изделии, накладке и клеевом слое, обеспечивающем их совместную работу. Значения максимальных напряжений на каждом из этапов, а также конечные технологические напряжения приведены в табл. 1.

Напряжения и деформации, возникающие на этапе температурной выдержки, не приведены, так как они пренебрежимо малы, вследствие отсутствия внешних силовых факторов и незначительного влияния остаточных усадочных явлений.

Проанализировав представленные в табл. 1 результаты, можно сделать следующие выводы:

1. Недостаточно контролировать только остаточные напряжения в ремонтируемой конструкции,

¹ Численные значения указанных зависимостей для заданных режимов отверждения были получены в рамках проекта SENARIO № 30982 (Sixth framework program)

которые могут быть значительно ниже текущих напряжений на отдельных этапах.

2. Сдвиговые напряжения в клеевом слое при отверждении по режиму №2 больше, чем соответствующие напряжения, возникающие при использовании режима №1, на 32%. При этом рост модуля сдвига составляет лишь 11,7%. Аналогично, рост нормальных напряжений в композиционной накладке составляет 34,5% при увеличении модуля упругости на 0,75%.

Такой значительный рост напряжений при незначительном росте упругих характеристик материалов (изменение прочностных характеристик не рассматривалось) доказывает нецелесообразность использования высокотемпературного режима формования №2.

Наибольший интерес представляют картины нормальных напряжений в ремонтной накладке, а также сдвиговых напряжений в клеевом слое, на этапе нагрева представленные для режима 1 на рис. 9 – 10.

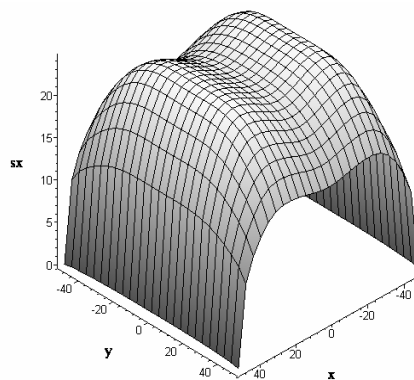


Рис. 9. Нормальные напряжения в ремонтной накладке после нагрева

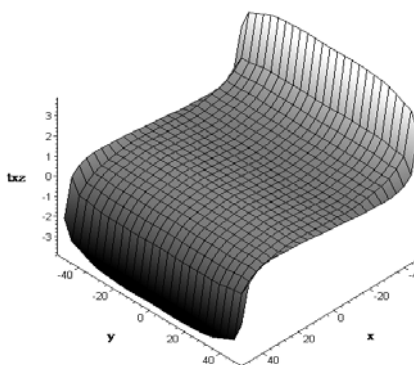


Рис. 10. Сдвиговые напряжения в клеевом слое после нагрева

НДС, возникающее на этапе охлаждения, частично компенсирует результирующее НДС, сформировавшееся в конструкции на протяжении этапа

Таблица 1

НДС, возникающее вследствие формования

	Режим 1			Режим 2		
	σ_x	τ_{xy}	τ_{xz}	σ_x	τ_{xy}	τ_{xz}
НДС этапа нагрева						
Алюминий	-90,47	-34,033	–	-149,14	-55,83	–
Клей	7,191	-0,349	3,727	6,013	-0,716	6,023
Накладка	24,06	-0,747	-0,786	38,88	-1,538	-1,362
НДС этапа охлаждения						
Алюминий	119,05	41,84	–	185,97	65,74	–
Клей	15,00	0,762	-1,547	24,39	1,318	-2,514
Накладка	-25,27	1,666	0,817	-40,45	2,874	1,388
Общее НДС						
Алюминий	28,61	7,77	–	36,87	9,867	–
Клей	22,466	0,414	1,816	30,79	0,603	2,68
Накладка	5,4	0,923	0,755	7,272	1,341	1,094

нагрева и выдержки. Незначительно повлиять на НДС этапа охлаждения возможно только за счет релаксационных процессов, приводящих к увеличению длительности ремонта, что не всегда эффективно.

Поэтому добиться существенного снижения технологического НДС можно лишь путем снижения напряжений, возникающих на этапе нагрева.

Для этого было дополнительно проанализировано соотношение напряжений, вызванных перепадом температуры ΔT и усадкой на НДС этапа разогрева на примере режима 1.

Результаты представлены в табл. 2.

Таблица 2
НДС, возникающее на этапе нагрева

	σ_x	τ_{xy}	τ_{xz}
НДС от нагрева			
Al	-92,29	32,139	–
Glue	-8,08	0,417	1,538
Patch	17,56	0,915	0,560
НДС от усадки			
Al	6,12	1,889	–
Glue	15,27	-0,068	2,188
Patch	5,055	-0,167	0,227
Общее НДС			
Al	-90,48	34,03	–
Glue	7,19	0,349	3,725
Patch	22,62	0,747	0,787

Высокие нормальные напряжения в клеевом слое, вызываемые усадкой, в дальнейшем складываются с напряжениями, вызванными охлаждением, и могут привести к разрушению адгезионного слоя. Снижение этих напряжений возможно при снижении усадки.

При отверждении ремонтной наклейки под действием давления, вызываемые им напряжения на определенных этапах усугубляют существующие температурные и усадочные напряжения, поэтому они должны быть учтены при выборе параметров процесса.

Заключение

На основании результатов проведенных численных исследований можно утверждать, что моделирование процесса ремонта панельных конструкций ЛА является необходимым условием проведения качественного ремонта.

Продуманный выбор параметров технологического процесса формования ремонтной наклейки, таких как температура формования, скорость нагрева и давление, дает возможность снизить остаточное НДС в отремонтированной конструкции.

Текущие напряжения, возникающие в процессе ремонта, иногда оказывающиеся значительно выше остаточных, могут стать причиной возникновения дефектов в структуре ремонтной наклейки и адгезионного соединения. Это не позволит достигнуть основной цели ремонта – восстановления исходной прочности ремонтируемого изделия. Поэтому эти напряжения должны быть обязательно учтены при разработке режима формования.

Литература

1. *Future Market Outlook and Opportunities: Materials 17th Annual Titanium Conference & Exhibition (Las Vegas, Nevada USA, September 30 – October 3, 2001): электронный ресурс / International Titanium Association – 2002. – Volume 2002, Issue 1. – Режим доступа к журналу: <http://www.titanium.org/files/ItemFileA172.pdf>.*

2. *Acceptable Methods, Techniques, and Practices - Aircraft Inspection and Repair* – Oklahoma: Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2001. – 768 с.

3. Ривин Г.Л. Ремонт конструкций из полимерных композиционных материалов: учебное пособие / Г.Л. Ривин. – Ульяновск: УлГТУ, 2000. – 75 с.

4. Baker A.A. *Advanced in the bonded composite repair of metallic aircraft structure* / A.A. Baker, L.R.F. Rose, R. Jones. – Oxford: Elsevier Science Ltd, 2002. – 568 с.

5. Zehnder N. *Optimizing the shape and placement of patches of reinforcement fibers* / N. Zehnder, P. Ermanni // *Composite Structures*. – 2007. – № 77. – С. 1-9.

6. Fekirini H. *Numerical analysis of the performances of bonded composite repair with two adhesive*

bands in aircraft structures / H. Fekirini, B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari, B. Boutabout, B. Serier // *Composite Structures*. – 2008. – № 82. – С. 84-89.

7. Шаикова Л.В. Определение напряженно-деформированного состояния анизотропной пластины переменной толщины / Л.В. Шаикова, М.А. Шевцова // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 5 (31). – С. 21-29.

8. Hattori Hidetaka. *Experimental study of residual stresses in composite during cure* / Hidetaka Hattori, Hideki Horizono, Masayuki Kanemasu – Osaka: Mitsubishi Heavy Industries, 2001. – 12 с.

9. Васильев В.В. *Механика конструкций из композиционных материалов* / В.В. Васильев. – М.: Машиностроение, 1988. – 271 с.

Поступила в редакцию 10.10.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедры авиационного материаловедения Я.С. Карпов, Харьковский национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСУ ТВЕРДІННЯ КОМПОЗИЦІЙНОЇ РЕМОНТНОЇ НАКЛАДКИ

О.В. Гайдачук, Л.В. Смозюк, М.А. Шевцова

Запропоновано математичну модель, що описує процес виникнення технологічних напружень в композиційній накладці, яка використовується для ремонту панелей із пошкодженнями. В якості факторів, що призводять до появи напружень, розглянуто дію температури та тиску полімеризації, усадних та релаксаційних деформацій. Перевагою моделі є можливість врахування зміни пружних характеристик матеріалів на протязі технологічного процесу із зростанням їх ступеню твердіння. Отримані чисельні результати свідчать про необхідність попереднього математичного моделювання процесу твердіння для якісного виконання ремонту. Отримані висновки дозволяють зробити рекомендації щодо вибору раціональних параметрів режиму твердіння.

Ключові слова: панель, дефект, накладка, процес тверднення, технологічний НДС.

MATHEMATICAL MODELLING OF COMPOSITE REPAIR PATCH CURING

A.V. Gaydachuk, L.V. Smovziuk, M.A. Shevtshova

Analytical model that describe beginnings of technological stresses in composite patch during damaged panel repair is presented. Effects of curing temperature, pressure, shrinkage and relaxation are examined as factors that generate stresses in repair construction. The advantage of the proposed model consists in ability to take into account change of elastic properties during the curing against curing degree. Received numerical results confirm necessity of preliminary cure modelling for high quality repair realization. Received conclusions permit to give some recommendations about rational cure conditions choice.

Key words: plate, defect, patch, cure, technological stress-strain state.

Гайдачук Александр Витальевич – д-р техн. наук, проф., зав. кафедры ракетных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Смозюк Лина Владимировна – аспирант кафедры авиационного материаловедения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: lina_smovziuk@ukr.net.

Шевцова Марина Анатольевна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры авиационного материаловедения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: shevmar@d4.khai.edu.