

УДК 669.018.29

Н.Ю. Серебренникова¹, В.В. Антипов¹, О.Г. Сенаторова¹, В.С. Ерасов¹, В.В. Каширин²**ГИБРИДНЫЕ СЛОИСТЫЕ МАТЕРИАЛЫ НА БАЗЕ АЛЮМИНИЙ-ЛИТИЕВЫХ СПЛАВОВ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ПАНЕЛЯМ КРЫЛА САМОЛЕТА**

DOI: 10.18577/2071-9140-2016-0-3-3-8

Повышение весовой эффективности перспективных изделий авиационной техники возможно благодаря применению многослойной обшивки из гибридных материалов на базе алюминий-литиевых листов и алюмоглюкопластика. Такие материалы обладают высоким сопротивлением развитию трещины усталости, пониженной плотностью и высокой прочностью по сравнению с аналогичными свойствами монолитных материалов.

Проведена оценка структуры и свойств фрагмента прототипа гибридной панели крыла самолета Ту-204, изготовленного в промышленных условиях Воронежского акционерного самолетостроительного объединения (ПАО «ВАСО»). На стандартных образцах определены свойства при растяжении и сжатии, а также СРТУ и МЦУ. На конструктивно-подобных образцах оценена продольная устойчивость при сжатии. Гибридный слоистый материал рекомендуется использовать для изготовления верхних и нижних панелей крыла самолета.

Работа выполнена в рамках реализации комплексного научного направления 6.2. «Слоистые трещиностойкие, высокопрочные металлополимерные материалы» («Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года»)[1].

Ключевые слова: гибридный слоистый материал, гибридная панель крыла, обшивка, стрингер, алюминий-литиевый сплав, СИАЛ.

It is an opportunity to improve weight efficiency by application of laminated skin from hybrid material which consists of high-strength Al-Li alloy sheets and aluminium-glassplastic Laminated SIAL-type. Such materials have high resistance of fatigue crack growth, lower density and high strength in comparison with monolithic materials.

The structure and properties of prototype of hybrid wing panel of Tu-204 aircraft were evaluated was produced in commercial conditions, PAO «Voronezh Aircraft JVC» (VASO). Standard samples were used for tensile, compression low fatigue tests and for determination of FGGR (dl/dN). Hybrid laminated materials are recommended to use for lower and upper wing panels.

The work is executed within implementation of the complex scientific direction 6.2. «Layered crack resistant, high-strength metal polymer materials» («The strategic directions of development of materials and technologies of their processing for the period till 2030») [1].

Keywords: hybrid laminated material, wing panel, skin, stringer, Al-Li alloy, SIAL.

¹Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов» Государственный научный центр Российской Федерации [Federal state unitary enterprise «All-Russian scientific research institute of aviation materials» State research center of the Russian Federation]; e-mail: admin@viam.ru

²Публичное акционерное общество «Туполев» [Public Joint Stock Company «Tupolev»] E-mail: info@tupolev.ru

Введение

Алюминиевые деформируемые сплавы продолжают эффективно служить в современных авиакосмических конструкциях, уже более 70 лет являясь основным материалом, применяемым при изготовлении панелей крыла современных самолетов. Для обшивок верхней панели, как правило, используют высокопрочные сплавы серии 7000 системы Al-Zn-Mg-Cu (7075, 7475, 7055, В95п.ч., В95о.ч., В96Ц3п.ч. и др.), для обшивок нижней панели – ресурсные среднечерные сплавы серии 2000 системы Al-Cu-Mg (2324, 2524, Д16ч., 1163 и др.). Среди перспективных направлений их развития и применения следует выде-

лить высокомодульные (80 ГПа) алюминий-литиевые сплавы пониженной плотности (2600 кг/м³) различного назначения (см. таблицу).

Крыло является важнейшей частью планера самолета. К обшивке, образующей внешние поверхности крыла, предъявляются определенные требования: высокое качество поверхности, повышенная прочность, определенная жесткость при минимальной массе.

Преимуществами металлического крыла являются относительно невысокая стоимость, освоенность механической обработки и других процессов самолетного производства, отработанные технологии изготовления полуфабрикатов, высокая дефор-

Характеристики материалов толщиной ~5 мм для обшивок крыла
(в продольном направлении)

Материал	σ_b , МПа	E , ГПа	СРТУ: dI/dN , мм/цикл (при $\Delta K=31$ МПа $\sqrt{м}$)	d , г/см ³
Гибридный слоистый материал	≥ 720	69–70	0,2	2,45
Монолитная плита (лист) из ресурсного сплава 1163-Т7 (2524-Т39)	≥ 450	70–71	2,0 (>2,5)	2,78
Монолитная плита (лист) из ресурсного Al–Li сплава пониженной плотности 1441-Т1	≥ 440	79–80	1,7	2,59
Монолитная плита (лист) из высокопрочного сплава В95о.ч.-Т2 (7475-Т76)	≥ 510	70–72	2,3	2,85
Монолитная плита (лист) из сверхпрочного сплава В96Ц3п.ч.-Т12 (7055-Т77)	≥ 615	71–73	3,5	2,86
Многослойный однонаправленный СИАЛ-1-1 (7/6) на базе листов из сплава 1441	970	65–67	0,03	2,35
Зарубежный вариант гибридного слоистого материала на базе листов из сплава 2024-Т3 и GLARE-2	650	65–67	0,04	2,60

мационная способность алюминиевых металлических материалов при формообразовании [1–6].

Применяют также монолитную обшивку (особенно в транспортных изделиях ОКБ им. О.К. Антонова), изготовленную из прессованных панелей массивного сечения механическим фрезерованием с подкреплениями в виде ребер, которые выполняют функции стрингеров.

Для дополнительного снижения массы и повышения ресурсных характеристик авиационных конструкций осваивается применение многослойной обшивки из гибридных материалов на основе металлических и металлополимерных материалов, изготовленных преимущественно автоклавным формообразованием [7–9].

У супергиганта А-380 типичная толщина полотна панелей составляет 10–15 мм, а у самолетов средних размеров (А-320, В-737, Ту-204) – 5–7 мм. Гибридные клееные слоистые материалы типа СИАЛ (GLARE-1, GLARE-2) имеют хорошие ресурсные характеристики. Однако для получения указанных толщин панели крыла требуется большая многослойность тонких алюминиевых листов и клеевых стеклоармированных препрегов, что приводит к удорожанию конструкции.

Таким образом, для обшивок панелей крыла целесообразно использовать не целиком многослойную (15/14) композицию материалов типа СИАЛ/GLARE, а только выборочно («*Selective reinforcement*»), применяя в конструкции слоистой обшивки крыла монолитные листы большей толщины ~1,5–2 мм [10–12].

Материалы и методы

Обшивка крыла должна быть достаточно жесткой, чтобы она не теряла устойчивость [13]. Это можно осуществить путем правильной расстановки ребер жесткости с определенным шагом h (рис. 1). В качестве ребер жесткости применяют стрингеры, изготовленные из прессованных (рис. 2, а) или гнутых (рис. 2, б) листовых профилей.

Для крепления стрингеров к обшивке используют типовые заклепки из алюминиевых сплавов или, как в данной работе, болты с уменьшенной шестигранной головкой из титанового сплава ВТ16, предназначенные для эксплуатации в соединениях, работающих на срез (рис. 2) [13, 14].

В данной работе оценивались структура и свойства фрагмента прототипа гибридной панели крыла самолета Ту-204, изготовленного в промышленных условиях Воронежского акционерного самолетостроительного объединения (ПАО «ВАСО»), на основе освоенных в металлургическом производстве алюминий-литиевых сплавов: монолитных листов толщиной 1,5–1,8 мм и прессованных стрингеров Z-образного сечения из высокопрочного сплава В-1469-Т1 и тонких (0,3–0,4 мм) листов из ресурсного среднепрочного сплава 1441-Т11 в составе СИАЛа структуры 3/2. В указанном гибридном слоистом материале применен однонаправленный СИАЛ на базе тонких листов высокотехнологичного, высококомодульного ($E=80$ ГПа) алюминий-литиевого сплава 1441 пониженной плотности ($d=2,6$ г/см³) [2, 15–18].

Для соединения монолитных листов и листов СИАЛа использовали специальный соединяющий препрег с повышенным содержанием клея. Клеевые препреги подбираются в зависимости от схемы расположения и толщины алюминиевых листов в структуре гибридного материала: с разным объемным содержанием клевого связующего и стеклонаполнителя. В прослойках СИАЛа применяется однонаправленный клеевой препрег, армированный высокопрочными стекловолокнами со средним объемным содержанием ~60% [19, 20].

Во ФГУП «ВИАМ» проведены всесторонние исследования гибридного слоистого материала с внешними листами из высокопрочного алюминий-литиевого сплава В-1469 и алюмокомпозитом на базе среднепрочного сплава 1441 системы Al–Li [21, 22].

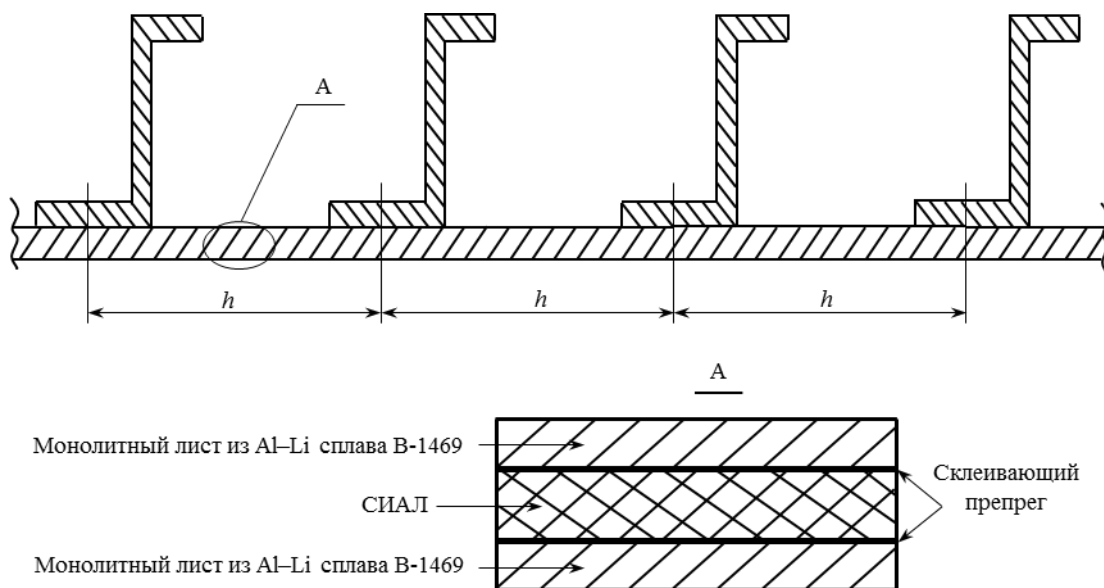


Рис. 1. Фрагмент гибридной слоистой панели с прессованными стрингерами

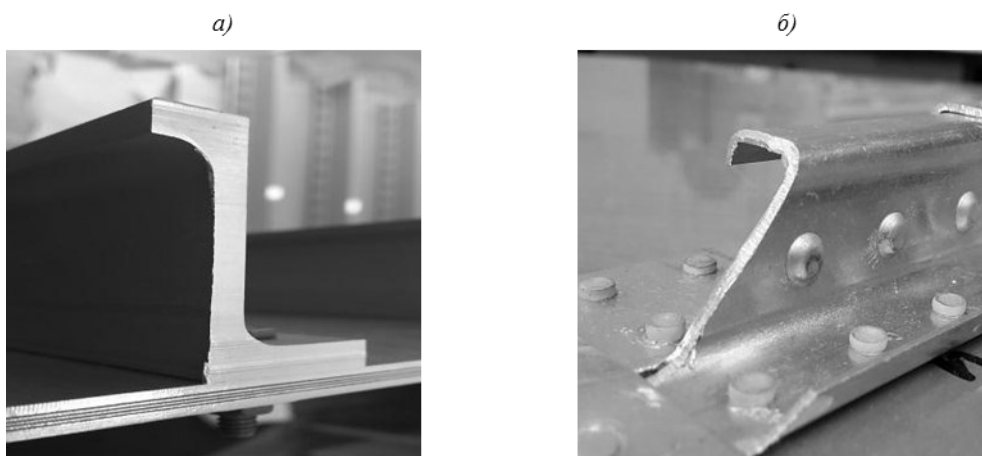


Рис. 2. Пример крепления стрингеров к обшивке с помощью болтов (а) и заклепок (б)

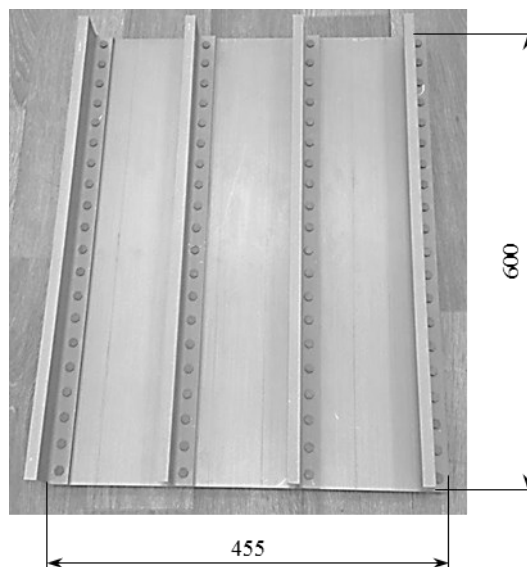


Рис. 3. Конструктивно-подобный образец из прототипа гибридной панели крыла для испытаний на сжатие

Оценку свойств при растяжении и сжатии, а также СРТУ и МЦУ проводили на стандартных образцах, на конструктивно-подобном четырехстрингерном образце гибридной панели определяли устойчивость при сжатии в продольном направлении (рис. 3) применительно к верхней панели крыла.

Малоцикловую усталость гибридной обшивки крыла определяли на типовых плоских образцах (полоса с отверстием), вырезанных в продольном направлении.

Испытания при сжатии однопролетных панелей проводили по типовой методике ФГУП «ЦАГИ». Гибридную панель торцевыми плоскостями устанавливали на опорную плиту испытательной машины таким образом, чтобы центр жесткости сечения совпадал с центральной силовой линией нагружающих плит испытательной машины (рис. 4).

Тензорезисторы и датчики линейных перемещений фиксировали начало искривления (местную потерю устойчивости) обшивки, ее развитие и потерю несущей способности гибридной панели в целом.

Деформирование панели происходило с постоянной скоростью (1,25 мм/мин) путем воздействия непрерывно увеличивающейся и равномерно распределенной по ее торцам сжимающей нагрузки. Деформирование панели осуществляли в несколько этапов согласно разработанной программе испытаний: 300, 1000, 1500 кН, с последующей полной разгрузкой после каждого этапа нагружения. Проводились непрерывная регистрация изменения относительной деформации и визуальный контроль за поведением деформируемой панели. Видимых нарушений целостности и остаточных деформаций не обнаружено: величина относительной деформации возвращалась практически к нулю (нагружение панели осуществлялось до исчерпания ее несущей способности).

Результаты

Установлено, что гибридные слоистые материалы для обшивок крыла благодаря своей многослойной структуре, строению и характеристикам исходных компонентов обладают следующими свойствами (см. таблицу):

- высоким сопротивлением развитию трещины усталости (СРТУ: $dl/dN=0,2$ мм/цикл (при $\Delta K=31$ МПа $\sqrt{м}$)): развитие трещины тормозится волокнами и практически останавливается при длине трещины в пределах 1 мм;

- пониженной на 10–15% плотностью (с 2,78 до 2,45 г/см³): в основном благодаря клеевому связующему с низкой плотностью ($d\approx 1,4$ г/см³), которое входит в состав материала, а также листам из алюминий-литиевых сплавов с пониженной плотностью (среднепрочного сплава 1441 ($d\approx 2,60$ г/см³), высокопрочного сплава В-1469 ($d\approx 2,67$ г/см³));

- высокой прочностью ($\sigma_b > 720$ МПа), как сум-

марный эффект от прочности алюминиевых листов и стеклянных волокон.

В гибридном слоистом материале на основе листов из алюминий-литиевых сплавов и алюмокомпозитов класса СИАЛ внешние монолитные металлические листы имеют более высокий модуль упругости по сравнению со слоями стеклопластика. В связи с этим при усталостном нагружении в гибридном слоистом материале напряжения распределяются неравномерно между металлическими слоями (внешними и внутренними листами) и слоями стеклопластика. Внешние металлические листы нагружены больше, чем внутренние тонкие листы металла и слои стеклопластика. Это приводит к тому, что трещина усталости зарождается во внешних монолитных металлических листах (раньше, чем в монолитной плите). Дальнейшее развитие трещины тормозится внутренними слоями СИАЛа: волокнами стеклопластика, входящими в его состав, и склеивающим препрегом. В результате трещина практически не развивается.

При исследовании обшивки на стандартных образцах получены следующие характеристики:

- критический коэффициент интенсивности напряжений в условиях плоско-напряженного состояния: $K_c^y = 105$ МПа $\sqrt{м}$ (при $B=140$ мм);

- малоцикловая усталость гибридной обшивки крыла: $N_{ср}=210000$ цикл (при $\sigma_{max}=157$ МПа).

В результате проведенных экспериментальных исследований устойчивости и несущей способности гибридных четырехстрингерных однопролетных панелей крыла при статическом сжатии (при сжимающей нагрузке, изменяющейся в диапазоне от 0 до 3000 кН, с приращением нагрузки $\Delta P=30$ кН), получено следующее:

- местная потеря устойчивости гибридной обшивки провоцирует искривление стрингеров и вызывает потерю несущей способности всей панели при $\sigma_{кр}=430$ МПа (при нагрузке $P_{max}=1880$ кН);

- общая потеря устойчивости и несущей способности происходит в средней части панели и сопровождается искривлением стрингеров и обшивки при напряжении, практически совпадающем с напряжением местной потери устойчивости обшивки;

- полная относительная деформация, соответствующая потере несущей способности, составляет 0,64%.

Характер разрушения панели представлен на рис. 5.

Обсуждение и заключения

Использование перспективного гибридного слоистого композиционного материала для изготовления верхней и нижней панелей крыла приводит к уменьшению массы (на ~15%) и повышению живучести конструкции благодаря строению и компонентам материала.

Гибридные слоистые материалы с частичным армированием СИАЛ (GLARE) рекомендуются



Рис. 4. Гибридная слоистая панель, установленная на опорную плиту испытательной машины

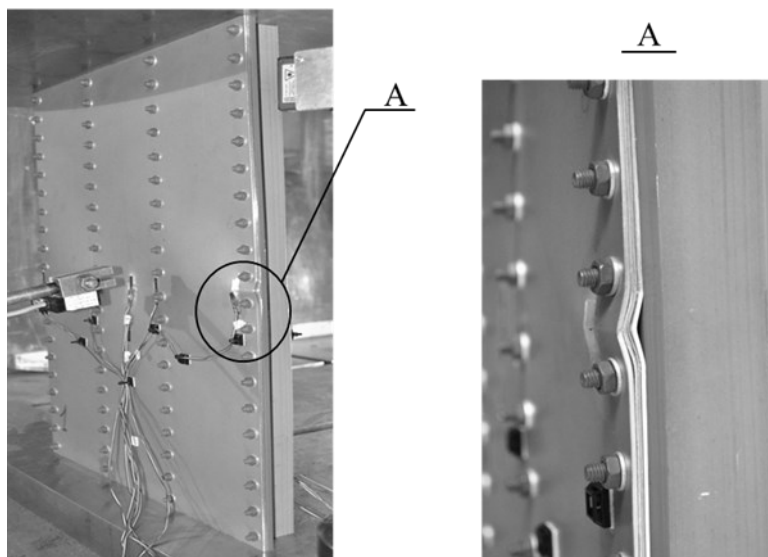


Рис. 5. Характер разрушения гибридной слоистой панели

для конструкционного применения в обшивках крыла взамен монолитных плит (листов) из алюминиевых сплавов. Толщина обшивки может быть переменной в соответствии с условиями эксплуатации крыла: тонкой – в концевой части крыла и максимальной – в корневых сечениях при соединении с фюзеляжем.

Необходимая сложная конфигурация обшивки может быть создана с помощью автоклавного формования. Применение метода сращивания позволяет изготавливать панели крыла требуемых длины и ширины.

ЛИТЕРАТУРА

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. Машиностроение: энциклопедия в 40 т. М.: Машиностроение, 2001. Т. II-3. Цветные металлы и сплавы. Композиционные металлические материалы / под ред. И.Н. Фридляндера, Е.Н. Каблова. 880 с.
3. Фридляндер И.Н. Воспоминания о создании авиакосмической и атомной техники из алюминиевых сплавов. М.: Наука, 2005. 275 с.

4. Антипов В.В. Стратегия развития титановых, магниевых, бериллиевых и алюминиевых сплавов // *Авиационные материалы и технологии*. 2012. №S. С. 157–167.
5. Каблов Е.Н. Всероссийскому институту авиационных материалов – 80 лет // *Деформация и разрушение материалов*. 2012. №6. С. 17–19.
6. Каблов Е.Н. ВИАМ: продолжение пути // *Наука в России*. 2012. №3. С. 36–44.
7. Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Лукина Н.Ф. и др. Слоистые металлополимерные композиционные материалы // *Авиационные материалы и технологии*. 2012. №S. 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 алюмокомпозиты СИАЛ – перспективные материалы для авиационных конструкций // *ТЛС*. 2009. №2. С. 29–31.
9. Антипов В.В., Лавро Н.А., Сухоиваненко В.В., Сенаторова О.Г. Опыт применения Al–Li сплава 1441 и слоистого материала на его основе в гидросамолетах // *Цветные металлы*. 2013. №8. С. 46–50.
10. Laminate of metal sheets and polymer: pat. 0256370 US; publ. 20.10.11.
11. Plokker M., Daverschot D., Beumler T. Hybrid structure solution for the A400M wing attachment frames // 25th ICAF Symposium. Rotterdam. 2009.
12. Roebroeks G.H.J.J., Hooijmeijer P.A., Kroon E.J., Heinemann M.B. The development of central // *First International Conference on Damage Tolerance of Aircraft Structures*. 2009.
13. Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов: энциклопедия в 40 т. М.: Машиностроение, 2004. Т. IV-21. Машиностроение. Кн. 2: Самолеты и вертолеты. С. 226–252.
14. ОСТ1-12085–77. Болты с уменьшенной шестигранной головкой из титанового сплава для соединений со специальной переходной посадкой.
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. 174–183.
16. Шестов В.В., Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Сидельников В.В. Конструкционные слоистые алюмокомпозиты 1441-СИАЛ // *МиТОМ*. 2013. №9. С. 28–32.
17. Скорняков В.И., Антипов В.В. Инновационный характер сотрудничества ОАО «КУМЗ» и ФГУП «ВИАМ» // *Авиационные материалы и технологии*. 2012. №2. С. 11–14.
18. Слоистые композиционные материалы–98: сб. тр. Междунар. конф. Волгоград, 1998. 351 с.
19. 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.
20. *Fibre Metal Laminates* / Ed. by Ad. Vlot, Y.W. Gunnik Academic Publishers. 2001. P. 527.
21. Ерасов В.С., Нужный Г.А., Гриневич А.В., Терехин А.Л. Трещиностойкость авиационных материалов в процессе испытания на усталость // *Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн*. 2013. №10. Ст. 06. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 14.10.2015).
22. Орешко Е.И., Ерасов В.С., Подживотов Н.Ю. Выбор схемы расположения высококомплесных слоев в многослойной гибридной пластине для ее наибольшего сопротивления потере устойчивости // *Авиационные материалы и технологии*. 2014. №S4. С. 109–117.