

УДК 678.01

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНЫХ МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СЛОИСТОГО АЛЮМОСТЕКЛОПЛАСТИКА В УСЛОВИЯХ ОДНООСНОГО РАСТЯЖЕНИЯ

Антипов В.В.^{1*}, Добрянский В.Н.^{2**}, Короленко В.А.^{2***}, Лурье С.А.^{2-3****},
Серебренникова Н.Ю.^{1*****}, Соляев Ю.О.^{2-3*****}

¹ *Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов,
Государственный научный центр Российской Федерации,
ВИАМ, ул. Радио, 17, Москва, 105005, Россия*

² *Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

³ *Институт прикладной механики Российской академии наук,
Ленинградский проспект, 7, Москва, 125040, Россия*

* *e-mail: antipovvv@viam.ru*

** *e-mail: aprilvasya@gmail.com*

*** *e-mail: korolenko.vmir@gmail.com*

**** *e-mail: salurie@mail.ru*

***** *e-mail: serebrennikova-viam@mail.ru*

***** *e-mail: yurysolyaev@yandex.ru*

Представлены результаты моделирования эффективных механических характеристик слоистого композиционного материала, образованного тонкими слоями из алюминиевого сплава и стеклопластика. Для расчетов применяется модифицированная аналитическая модель слоистого материала, в которой учитывается наличие в структуре композита металлических упругопластических слоев с билинейными определяющими соотношениями. Для случая одноосного растяжения проводится послойный анализ прочности композита с учетом прогрессирующего разрушения его слоев и влияния остаточных напряжений, образующихся в процессе изготовления материала. В качестве критерия прочности для слоев из стеклопластика использован критерий Цая—Хилла. Момент начала текучести в металлических слоях определяется по критерию Мизеса. В результате расчетов определены эффективные характеристики жесткости, предел текучести и предел прочности композитов в условиях одноосного растяжения. Показано хорошее соответствие результатов расчетов и экспериментальных данных в пределах 90% точности. Выбранная технология автоклавного формования при изготовлении материала позволяет снизить влияние остаточных напряжений на уровень механических свойств композита.

Ключевые слова: алюмокомпозит, слоистый композит, испытания на растяжение, прогрессирующее разрушение, прогноз прочности, остаточные напряжения.

Введение

Слоистые алюмостеклопластики являются перспективными конструкционными материалами для применения при изготовлении элементов конструкции летательных аппаратов [1–6]. Эти композиционные материалы представляют собой слоистые панели, образованные чередующимися тонкими слоями из стеклопластика и из алюминиевых сплавов. Алюмостеклопластики обладают повышенными трещиностойкостью и прочностью при циклическом нагружении, пониженной плотностью по сравнению с аналогичными сплавами и полимерными композитами, применяемыми в составе деталей конструкции самолетов [1–7]. В англоязычной литературе подобные материалы, содержащие тонкие слои металлических сплавов и волокнистых полимерных композиционных материалов, имеют общее название *Fiber Metal Laminates* (FML) [7]. Материалы, состоящие из слоев алюминия и стеклопластика, обычно называются *Glass Laminate Aluminum Reinforced Epoxy* (GLARE) [8].

Экспериментальное и теоретическое исследование этих материалов проводится уже более 30 лет. В настоящее время предложены различные модели и методы расчета, позволяющие прогнозировать механическое поведение алюмостеклопластиков в различных условиях нагружения. Значительное число работ посвящено проблеме моделирования процессов динамического деформирования и разрушения FML-материалов при ударной нагрузке [9]. Возможность повышения удельных прочностных параметров элементов конструкций самолетов за счет применения алюмостеклопластиков была показана в недавних работах [10, 11]. Актуальной также остается проблема создания простых аналитических моделей, на основании которых можно достоверно прогнозировать эффективные механические свойства металл-полимерных слоистых композитов. Такие модели были предложены во многих работах [12–14]. Большинство этих моделей основано на применении простых правил осреднения [12, 13] или на применении модифицированных вариантов модели слоистого композита [14, 15], в которых учитывается наличие упругопластических слоев. Приближенная модель для оценки механических свойств алюмостеклопластика при одноосном растяжении (так называемый метод расчета по объемному содержанию металлических слоев «metal volume fraction method») была предложена в [16, 17]. Недавно эта модель была модифицирована с использованием дополнительных эмпирических коэффициентов для получения уточненных прогнозов [18]. Численные конечно-элементные

расчеты для прогноза деформационных кривых металл-полимерных композитов проводились в работе [19]. Моделирование металл-полимерных композитов, армированных арамидными волокнами, проводилось в [20].

В настоящей работе представлены результаты аналитического моделирования эффективных физико-механических свойств слоистого композиционного материала СИАЛ-3-6Т, образованного слоями стеклопластика и алюминиевых сплавов марок АВ и 1441, разработки Всероссийского института авиационных материалов (ВИАМ). Для расчетов применяется предложенная модифицированная аналитическая модель слоистого материала, в которой учитывается наличие в структуре композита металлических упругопластических слоев. Для случая одноосного растяжения проводится послойный анализ прочности композита с учетом прогрессирующего разрушения его слоев и влияния остаточных напряжений, что является отличительной особенностью предложенной модели. Результаты расчетов сопоставляются с известными экспериментальными данными, полученными ранее в ВИАМ.

Исходные данные

Рассматривается вариант, представляющий собой плоскую «листовую» конструкцию пятислойного композита СИАЛ-3-6Т, состоящего из чередующихся однонаправленных слоев стеклопластика марки КМКС-2.120.Т60.37 (ВИАМ) и листов алюминиевых сплавов АВ и 1441 (ВИАМ). Структура материала представлена в табл. 1. Схема армирования материала является несимметричной по направлению укладки стеклопластика относительно нейтральной плоскости, поэтому при нагреве и при механическом нагружении в нем может возникать изгиб. Однако значительного влияния несимметричности укладки на поводки образца из слоистого композита нет, так как в структуре материала преобладают слои алюминия, относительная толщина которых достаточно велика. Выбор указанной несимметричной схемы армирования определяется необходимостью получения квази-изотропной структуры с заданной общей толщиной ~2 мм. Сплав марки 1441 располагается по центру панели, так как он обладает наиболее высокими прочностными характеристиками и пониженной пластичностью, что позволяет улучшить прочностные свойства композита при нагружении.

Свойства применяемых материалов, измеренные при комнатной температуре, приведены в табл. 2. Здесь даны средние значения механических свойств сплавов, которые предполагаются изотроп-

Таблица 1

Структура материала СИАЛ-3-6Т
(общая толщина 1,94 мм)

№ слоя	Материал	Толщина, мм	Ориентация
1	Сплав АВ	0,28	-
2.1	Стеклопластик	0,18	0
2.2	Стеклопластик	0,18	90
2.3	Стеклопластик	0,18	0
3	Сплав 1441	0,3	-
4.1	Стеклопластик	0,18	90
4.2	Стеклопластик	0,18	0
4.3	Стеклопластик	0,18	90
5	Сплав АВ	0,28	-

модуль упругости рассматриваемого материала составляет 49 ГПа, предел текучести 230 МПа, предел прочности 585 МПа, относительное удлинение 3,6 %.

Методика расчетов

Классическая модель слоистого композита [13, 15] предполагает линейно упругое поведение слоев. Для достоверного моделирования процессов деформирования слоев в алюмостеклопластике необходимо учитывать пластические эффекты в слоях алюминия. Это может быть необходимо, в частности, для проектирования элементов конструкций с учетом расчетных остаточных пластических деформаций. Поэтому для проведения аналитического расчета будем использовать модифицированный вариант классической модели слоистого композита, учитывая упругопластические свойства

Таблица 2

Свойства применяемых материалов

Материал	Ориентация	σ_B , МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	E , ГПа	ν	δ , %	α , 10^{-6} K^{-1}
Лист сплава АВ	Д, П	310	275	70	0,33	20	24
Лист сплава 1441	Д, П	420	325	79	0,33	12	25.4
Стеклопластик	0	1320	-	50	0,3	2,6	3.7
	90	70	-	12	0,07	0,15	3.7

ными, так как разброс по механическим характеристикам вдоль и поперек проката незначительный, а прочностные свойства стеклопластика зависят от направления выкладки армирующих стекловолокон. В реальности реализуется незначительная анизотропия свойств (в пределах 3%) в направлении вдоль и поперек проката листа. Приведенное в табл. 2 значение относительного удлинения δ определяет величину деформаций, при которой в материале реализуется предел прочности при растяжении. Приняты средние коэффициенты температурных расширений α стеклопластика и алюминиевых листов для диапазона температуры технологических нагревов 20—175 °С при изготовлении материала.

Исследуемый материал изготавливается с использованием технологии автоклавного формования. Полимеризация проводится при температуре 175 °С в течение трех часов при избыточном давлении с дальнейшим охлаждением вместе с автоклавом до температуры 40—50 °С в течение 16—20 часов. Указанные температурные режимы необходимо учитывать при оценке влияния остаточных температурных напряжений на свойства композита.

В результате испытаний на растяжение при комнатной температуре было установлено, что

алюминия с использованием билинейной аппроксимации его диаграммы напряжения-деформации.

В расчетах предполагается, что в испытаниях на растяжение реализуется плоское напряженное состояние и все слои композита деформируются совместно. Это означает, что деформации каждого слоя совпадают со средними деформациями пакета. Расслоений и иных дефектов не возникает вплоть до начала разрушения. Проводимый расчет можно разделить на четыре этапа: 1) определение расчетных остаточных напряжений в структуре материала, 2) начало механического нагружения и упругое деформирование слоев, 3) начало текучести в слоях алюминия, 4) последовательное разрушение слоев, начиная с самого слабого, которым обычно является стеклопластик, уложенный под углом 90° за счет низких значений относительного удлинения стеклопластика при пластических деформациях алюминиевых слоев.

Для оценки остаточных напряжений будем использовать упрощенную модель термомеханического поведения слоистого композита [15, 16], предполагая, что нейтральное состояние в материале (при котором все слои находятся в ненапряженном состоянии) реализуется при температуре полимери-

зации, и задавая свойства слоев, представленные в табл. 2.

Для моделирования механического нагружения композита в модели задается пошаговое приращение средних напряжений, соответствующих растяжению. При этом предполагается суперпозиция предварительно найденных остаточных напряжений и напряжений, связанных с действием механической нагрузки. На каждом шаге расчета проводится послойный прочностной анализ: в каждом слое структуры определяется величина действующих напряжений и вычисляется критерий прочности для слоев из стеклопластика и условие пластичности для металлических слоев. В случае если в алюминиевом слое интенсивность напряжений превышает предел текучести, на следующем шаге расчета этому слою присваивается значение касательного модуля упругости, который определяет наклон диаграммы напряжения-деформации на стадии упрочнения. Если в слое нарушается критерий прочности, то этот слой исключается из расчета и ему присваивается нулевое значение модуля упругости. Расчет проводится до момента разрушения слоев стеклопластика, ориентированных в направлении действующей нагрузки.

Таким образом, благодаря использованию приближенного билинейного закона упрочнения для алюминиевых слоев, на каждом шаге расчета справедливой оказывается классическая модель слоистых композитов [13, 14]. Эта модель используется для оценки эффективных упругих свойств слоистого материала и для вычисления напряжений и деформаций, реализующихся в его слоях. Эффективный модуль упругости рассматриваемой ортотропной структуры определяется на основании соотношения

$$E = \frac{1}{H} \left(A_{11} - \frac{A_{12}^2}{A_{22}} \right).$$

Здесь $H = \sum_{k=1}^n h_k$ — толщина пакета, составленного

из n монослоев толщиной h_k ; $A_{ij} = \sum_{k=1}^n h_k \bar{Q}_{ij}^k$ — ком-

поненты матрицы жесткости слоистого материала; \bar{Q}_{ij}^k — приведенные модули упругости k -го слоя в системе координат пакета, определяемые на основании стандартных соотношений через искомые характеристики жесткости монослоев и их углы ориентации θ_k .

В матричной форме эти соотношения могут быть представлены в следующем виде [14]:

$$\bar{Q}_{ij}^k = [\bar{Q}]_k = [T]_k^{-1} [Q]_k [T]_k^{-T}.$$

Здесь

$$[T]_k = \begin{pmatrix} m^2 & n^2 & 2mn \\ n^2 & m^2 & -2mn \\ -mn & mn & m^2 - n^2 \end{pmatrix};$$

$$[Q]_k = \begin{pmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{pmatrix},$$

где $m = \cos \theta_k$; $n = \sin \theta_k$; приведенные модули выражаются через упругие характеристики монослоев:

$$Q_{11} = E_1 / (1 - \nu_{12}\nu_{21}); \quad Q_{22} = E_2 / (1 - \nu_{12}\nu_{21});$$

$$Q_{12} = \nu_{12}E_2 / (1 - \nu_{12}\nu_{21}); \quad Q_{66} = G_{12},$$

причем выполняется $\nu_{21}E_1 = \nu_{12}E_2$.

Связь средних напряжений и деформаций композита в условиях плоского напряженного состояния и с учетом температурных эффектов определяется соотношением

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \frac{1}{H} \sum_{k=1}^n h_k [\bar{Q}]_k \begin{bmatrix} \epsilon_x - \alpha_{x,k} \Delta T \\ \epsilon_y - \alpha_{y,k} \Delta T \\ \gamma_{xy} - \alpha_{xy,k} \Delta T \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где $\alpha_{x,k} = \alpha_1 m^2 + \alpha_2 n^2$; $\alpha_{y,k} = \alpha_2 m^2 + \alpha_1 n^2$;

$$\alpha_{xy,k} = 2(\alpha_1 - \alpha_2)mn$$

— коэффициенты температурного расширения монослоев, вычисленные в системе координат пакета.

Связь между компонентами тензора деформаций для k -го монослоя в локальной и глобальной системах координат:

$$\begin{bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}_k = [T]_k \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Определяющие соотношения для трансверсально-изотропного однонаправленного слоя:

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix}_k = [Q]_k \begin{bmatrix} \epsilon_1 - \alpha_1 \Delta T \\ \epsilon_2 - \alpha_2 \Delta T \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}_k \quad (3)$$

В расчетах для оценки влияния температурных напряжений задаем величину ΔT , равную разности между температурой испытаний и температурой полимеризации материала. Далее проводим пошаговый расчет, последовательно увеличивая средние нормальные напряжения σ_x , полагая, что напряжения σ_y и τ_{xy} в условиях испытаний на одноосное растяжение равны нулю. На каждом шаге расчета определяем величину средних деформаций $\epsilon_x, \epsilon_y, \gamma_{xy}$ на основании (1) и поточечно строим эффективную диаграмму напряжения-деформации для композита. На каждом шаге определяем деформации и напряжения в каждом слое пакета на основании (2) и (3). В слоях алюминия вычисляем критерий Мизеса. В слоях стеклопластика вычисляем критерий прочности Цая—Хилла, который предполагает выполнение следующего соотношения в случае нарушения прочности материала:

$$\sqrt{\frac{\sigma_1^2}{[\sigma_1]^2} - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{[\sigma_1]^2} + \frac{\sigma_2^2}{[\sigma_2]^2} + \frac{\tau_{12}^2}{[\tau_{12}]^2}} \geq 1,$$

где в квадратных скобках указаны соответствующие пределы прочности однонаправленного слоя стеклопластика.

Как было отмечено, для алюминиевых слоев на этапе упругого деформирования используется значение модуля Юнга, а на этапе пластических деформаций — значение «второго» модуля, определяющего угол наклона диаграммы напряжения-деформации на стадии упрочнения. Влиянием несимметричности укладки композитных слоев (см. табл. 1) в первом приближении пренебрегаем, так как связанный с ней изгиб образцов оказывается небольшим из-за наличия в их структуре более жестких изотропных слоев алюминия. Величина шага приращения средних напряжений растяжения в расчетах выбиралась равной 1 МПа.

Результаты расчетов

Использованные в расчетах билинейные аппроксимации для диаграмм напряжения-деформации алюминиевых сплавов показаны на рис. 1. Результаты моделирования СИАЛа представлены на рис. 2. Здесь показаны два варианта расчета, полу-

ченные с учетом влияния остаточных напряжений (пунктирная линия) и без учета остаточных напряжений (сплошная линия) в предположении их релаксации в процессе правильно выбранного температурного режима полимеризации и охлаждения композита. Для расчета с учетом остаточных напряжений использовано значение перепада температуры $\Delta T = 25 - 175 = -150^\circ\text{C}$. Расчет без учета остаточных напряжений проводится в предположении $\Delta T = 0$.

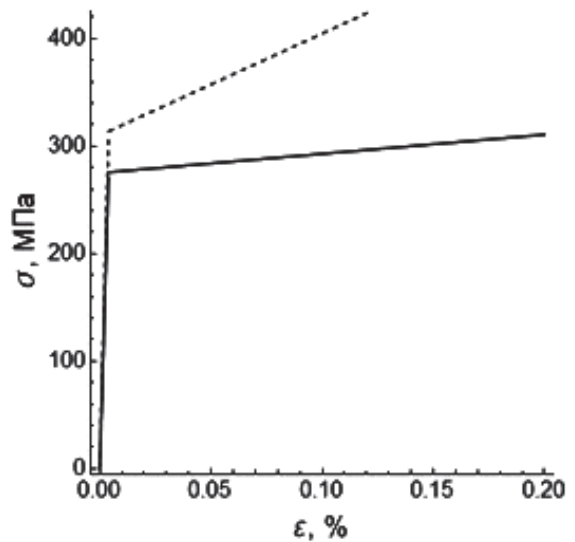


Рис. 1. Билинейная аппроксимация диаграмм напряжения-деформации для алюминиевых сплавов АВ (сплошная линия) и 1441 (пунктир)

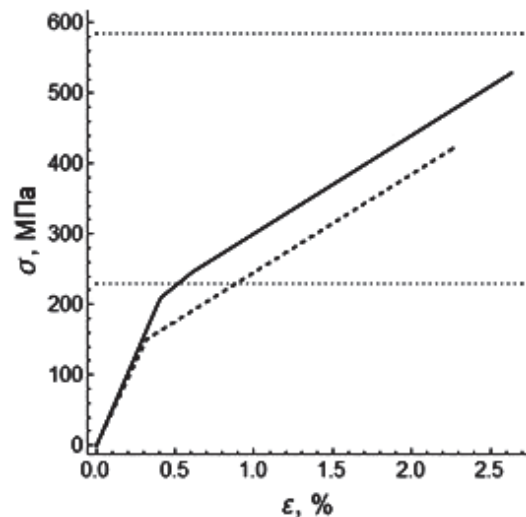


Рис. 2. Диаграмма напряжения-деформации, рассчитанная для металло-полимерного композиционного материала СИАЛ. Сплошная линия — расчет без учета остаточных напряжений $\Delta T = 0$, пунктирная — расчет с учетом остаточных напряжений $\Delta T = -150^\circ\text{C}$. Горизонтальными пунктирными линиями показаны экспериментальные значения предела текучести и предела прочности

В результате расчетов установлено, что в процессе одноосного нагружения в материале реализуются следующие стадии деформирования. Во-первых, самыми слабыми слоями, в которых начинается разрушение, всегда оказываются слои стеклопластика, ориентированные поперек прикладываемой нагрузки. Эти слои могут разрушаться даже на стадии упругого деформирования материала, что, однако, не приводит к существенному изменению наклона диаграммы напряжения-деформации композита, так как эти слои вносят малый вклад в конструктивную прочность. По мере роста растягивающей нагрузки сначала происходит переход в пластичность внешних слоев из алюминия АВ и затем — центрального слоя из сплава 1441. При этом реализуется излом эффективной диаграммы напряжения-деформации композита, и на ней условно могут быть выделены предел пропорциональности или предел текучести.

При дальнейшем увеличении нагрузки ее основная часть воспринимается слоями стеклопластика, ориентированными вдоль оси растяжения. Слои алюминия находятся в состоянии пластических деформаций, сдерживая разрушение стекловолокна при определенном уровне внешней нагрузки в слоях стеклопластика, реализуя их предельное состояние, что приводит к последовательному разрушению слоев из алюминия.

Из расчетов (рис. 2) видно, что реализующиеся в эксперименте предел текучести и предел прочности композита близки к соответствующим рассчитанным значениям в предположении отсутствия остаточных температурных напряжений. Это означает, что выбранные режимы полимеризации композита и последующего охлаждения позволяют обеспечить практически полную релаксацию остаточных напряжений. Расчетное и экспериментальное значения предела текучести композита фактически совпали (сплошная линия на рис. 2). Предел прочности в эксперименте превышает расчетное значение приблизительно на 10%, что может быть связано с недостаточно точным заданием в расчетах механических характеристик однонаправленных слоев стеклопластика, реализующихся в составе рассматриваемой металло-полимерной структуры. Эффективный модуль Юнга материала составил в расчетах 51.5 ГПа, что также с достаточно высокой точностью совпадает с экспериментальными данными (49 ГПа).

Выводы

В работе представлена математическая модель для оценки термомеханического поведения слоистого металло-полимерного композиционного мате-

риала, образованного слоями алюминия и стеклопластика с использованием ряда допущений. Показано, что предложенная модель с билинейной аппроксимацией диаграмм напряжения-деформации для алюминиевых слоев позволяет с высокой точностью прогнозировать предел текучести материала и модуль Юнга. Предел прочности прогнозируется с 10%-ной погрешностью. Из расчетов, фактически следует, что предел текучести металлополимерного композита определяется пределом текучести алюминиевых слоев, а предел прочности — пределом прочности слоев стеклопластика, ориентированных в направлении действующей нагрузки. Предложенная модель позволяет оценить влияние остаточных напряжений на прочностные свойства материала. В результате расчетов установлено, что остаточные напряжения могут ухудшать механические свойства композита. Однако влияние остаточных напряжений в эксперименте незначительно, что подтверждает правильность выбранной методики изготовления композита.

Экспериментальная часть работы выполнена в рамках реализации комплексного научного направления 6.2: Слоистые трещиностойкие, высокопрочные металло-полимерные материалы («Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года») во ФГУП «ВИАМ». Часть исследований, связанная с проведением расчетов, выполнена за счет гранта Российского научного фонда (проект №17-79-20105) в МАИ.

Библиографический список

1. Антипов В.В., Серебренникова Н.Ю., Сенаторова О.Г., Морозова Л.В., Лукина Н.Ф., Нефедова Ю.Н. Гибридные слоистые материалы с небольшой скоростью развития усталостной трещины // Вестник машиностроения. 2016. № 12. С. 45-49.
2. Подживотов Н.Ю., Каблов Е.Н., Антипов В.В., Ерасов В.С., Серебренникова Н.Ю., Абдуллин М.Р., Лимонин М.В. Слоистые металло-полимерные материалы в элементах конструкции воздушных судов // Перспективные материалы. 2016. № 10. С. 5-19.
3. Шестов В.В., Антипов В.В., Серебренникова Н.Ю., Нефедова Ю.Н. Высокопрочный слоистый материал на основе листов из алюминий-литиевого сплава // Технология легких сплавов. 2016. № 1. С. 119-123.
4. 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

5. 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. Серия: Машиностроение. 2011. № SP2. С. 174-183.
6. Серебренникова Н.Ю., Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Ерасов В.С., Каширин В.В. Гибридные слоистые материалы на базе алюминий-литиевых сплавов применительно к панелям крыла самолета // Авиационные материалы и технологии. 2016. № 3(42). С. 3-8.
7. Sinmaz Çelik Tamer, Avcu Egemen, Bora Mustafa Özgür, Çoban Onur. A review: Fibre metal laminates, background, bonding types and applied test methods // Materials & Design. 2011. Vol. 32. No. 7, pp. 3671-3685. DOI: 10.1016/j.matdes.2011.03.011
8. Wu G., Yang J. M. The mechanical behavior of GLARE laminates for aircraft structures // Jom. 2005. Т. 57. № 1, pp. 72-79. DOI: 10.1007/s11837-005-0067-4
9. Morinière F.D., Alderliesten R.C., Benedictus R. Modelling of impact damage and dynamics in fibre-metal laminates — A review // International Journal of Impact Engineering. 2014. Vol. 67, pp. 27-38. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2014.01.004
10. Shetty B.P., Reddy S., Mishra R.K. Finite Element Analysis of an Aircraft Wing Leading Edge Made of GLARE Material for Structural Integrity // Journal of Failure Analysis and Prevention. 2017. Vol. 17. No. 5, pp. 948-954. DOI: 10.1007/s11668-017-0331-2
11. Dandekar A.M. Finite Element Analysis of Composite Aircraft Fuselage Frame. Thesis for the degree of Master of Science in Aerospace Engineering. The University of Texas at Arlington, 2017, 57 p.
12. Iaccarino P., Langella A., Caprino G. A simplified model to predict the tensile and shear stress-strain behaviour of fibreglass/aluminium laminates // Composites Science and Technology. 2007. Vol. 67. No. 9, pp. 1784-1793. DOI: 10.1016/j.compscitech.2006.11.005
13. Kamocka M., Zglinicki M., Mania R.J. Multi-method approach for FML mechanical properties prediction // Composites. Part B: Engineering. 2016. Vol. 91, pp. 135-143. DOI: 10.1016/j.compositesb.2016.01.014
14. Moussavi-Torshizi S. E., Dariushi, S., Sadighi M., Safarpour P. A study on tensile properties of a novel fiber/metal laminates // Materials Science and Engineering: A. 2010. Vol. 527. No. 18-19, pp. 4920-4925. DOI: 10.1016/j.msea.2010.04.028
15. Kawai M., Morishita M., Tomura S., Takumida K. Inelastic behavior and strength of fiber-metal hybrid composite: Glare // International Journal of Mechanical Sciences. 1998. Vol. 40. No. 2-3, pp. 183-198. DOI: 10.1016/S0020-7403(97)00048-9
16. Wu H.F., Wu L.L., Slagter W.J., Verolme J.L. Use of rule of mixtures and metal volume fraction for mechanical property predictions of fiber-reinforced aluminum laminates // Journal of Materials Science. 1994. Vol. 29. No. 17, pp. 4583-4591. DOI: 10.1007/BF00376282
17. Vlot A., Gunnink J.W. Fibre Metal Laminates: An Introduction. — Dordrecht, The Netherlands: Kluwer Academic Publishers, 2001, 535 p. DOI 10.1007/978-94-010-0995-9
18. Ergün H., Liaw B.M., Delale F. Experimental-theoretical predictions of stress-strain curves of Glare fiber metal laminates // Journal of Composite Materials. 2017. Vol. 52. No. 1, pp. 109-121. DOI: 10.1177/0021998317702954
19. Soltani P., Keikhosravi M., Oskouei R.H., et al. Studying the tensile behavior of GLARE laminates: a finite element modeling approach // Applied Composite Materials. 2011. Vol. 18. No. 4, pp. 271-282. DOI: 10.1007/s10443-010-9155-x
20. Chen J.L., Sun C.T. Modeling of orthotropic elastic-plastic properties of ARALL laminates // Composites science and technology. 1989. Vol. 36. No. 4, pp. 321-337. DOI: 10.1016/0266-3538(89)90045-6
21. Васильев В.В., Протасов В.Д., Болотин В.В. и др. Композиционные материалы: Справочник / Под общ. ред. В.В. Васильева, Ю.М. Таронопольского. — М.: Машиностроение, 1990. — 512 с.
22. Афанасьев А.В., Дудченко А.А., Рабинский Л.Н. Влияние структуры полимерного композиционного материала на остаточное напряженно-деформированное состояние // Инженерная физика. 2010. №7. С. 13-20.
23. Афанасьев А.В., Дудченко А.А., Нгуен Д.К., Рабинский Л.Н., Соляев Ю.О. Моделирование влияния параметров вискеризации волокон на остаточное напряженно-деформированное состояние слоистых композитов // Механика композиционных материалов и конструкций. 2014. Т. 20. №3. С. 333-342.
24. Jones R.M. Mechanics of Composite Materials. — CRC Press, 1998, 538 p.
25. Чжо А.Л., Артемьев А.В., Рабинский Л.Н., Афанасьев А.В., Семенов Н.А., Соляев Ю.О. Идентификация свойств монослоя в углепластике с наномодифицированной матрицей // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 2. С. 197-208.

EVALUATION OF LAYERED ALUMINUM-FIBERGLASS PLASTIC EFFECTIVE MECHANICAL CHARACTERISTICS IN CONDITIONS OF UNIAXIAL TENSILE

Antipov V.V.^{1*}, Dobryanskii V.N.^{2**}, Korolenko V.A.^{2***}, Lur'e S.A.^{2-3****},
Serebrennikova N.Yu.^{1*****}, Solyaev Yu.O.^{2-3*****}

¹ All-Russian Scientific Research Institute of Aviation Materials.
State Research Center of the Russian Federation,
17, Radio str., Moscow, 105005, Russia

² Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia

³ Institute of Applied Mechanics of Russian Academy of Science,
IPRIM RAS, 7, Leningradsky prospect, Moscow, 125040, Russia

* e-mail: antipovv@viam.ru

** e-mail: aprilvasya@gmail.com

*** e-mail: korolenko.vmir@gmail.com

**** e-mail: salurie@mail.ru

***** e-mail: serebrennikova-viam@mail.ru

***** e-mail: yurysolyaev@yandex.ru

Abstract

The article presents the results of laminated aluminum-fiberglass composite material, formed by thin layers of aluminum alloy and fiberglass, mechanical characteristics modeling. A modified analytical model of layered material accounting for the presence of metal elastic-plastic layers in the composite structure with bilinear defining relationships is being employed for calculations. For the case of uniaxial tensile, the layer-by-layer analysis of the composite strength is being performed with account for residual tensions formed while the material fabrication. The Tsai-Hill strength criterion was used for fiberglass layers. The moment of yielding commence in metal layers is being determined by Mises criterion. The calculation results determined effective strength characteristics, yield stress and strength limit of composites in conditions of uniaxial tensile. The good agreement of calculation results and experimental data within the 90% of accuracy limits was shown.

The effective Young's modulus of the material in the calculations was 51.5 GPa (49 GPa in the experiment). The apparent yield stress of the composite, associated with the appearance of plasticity in the layers of aluminum, was 230 MPa, which in fact coincides with the experiment. The composite ultimate strength in calculation was 540 MPa (585 MPa in the experiment). In fact, it follows from the calculations that the yield stress of metal-polymer composite is determined by aluminum layers yield stress, while the strength limit is determined by the strength limit of fiberglass layers oriented in the direction of load action. The proposed model allows evaluate the effect of residual tensions on the material mechanical strength characteristics. The results of calculations established that the residual

tensions might lead to the composite mechanical properties degradation.

Keywords: aluminum-fiber plastic, layered composite, tensile tests, progressive fracture, strength prognosis, residual tensions.

References

1. Antipov V.V., Serebrennikova N.Yu., Senatorova O.G., Morozova L.V., Lukina N.F., Nefedova Yu.N. *Vestnik mashinostroeniya*, 2016, no. 12, pp. 45-49.
2. Podzhivotov N.Yu., Kablov E.N., Antipov V.V., Erasov V.S., Serebrennikova N.Yu., Abdullin M.R., Limonin M.V. *Perspektivnye materialy*, 2016, no. 10, pp. 5-19.
3. Shestov V.V., Antipov V.V., Serebrennikova N.Yu., Nefedova Yu.N. *Tekhnologiya legkikh splavov*, 2016, no. 1, pp. 119-123.
4. Kablov E.N. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii*, 2015, no. 1 (34), pp. 3-33. DOI: 10.18577/2071-9140-2015-0-1-3-33
5. Kablov E.N., Antipov V.V., Senatorova O.G., Lukina N.F. *Vestnik MGTU im N.E. Baumana. Seriya: Mashinostroenie*, 2011, no. SP2, pp. 174-183.
6. Serebrennikova N.Yu., Antipov V.V., Senatorova O.G., Erasov V.S., Kashirin V.V. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii*, 2016, no. 3(42), pp. 3-8.
7. Sinmaz Çelik Tamer, Avcu Egemen, Bora Mustafa Özgür, Çoban Onur. A review: Fibre metal laminates, background, bonding types and applied test methods. *Materials & Design*, 2011, vol. 32, no. 7, pp. 3671-3685. DOI: 10.1016/j.matdes.2011.03.011
8. Wu G., Yang J. M. The mechanical behavior of GLARE laminates for aircraft structures. *Jom*, 2005, vol. 57, no. 1, pp. 72-79. DOI: 10.1007/s11837-005-0067-4
9. Morinière F.D., Alderliesten R.C., Benedictus R. Modelling of impact damage and dynamics in fibre-metal laminates - A review. *International Journal of*

- Impact Engineering*, 2014, vol. 67, pp. 27-38. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2014.01.004
10. Shetty B.P., Reddy S., Mishra R.K. Finite Element Analysis of an Aircraft Wing Leading Edge Made of GLARE Material for Structural Integrity. *Journal of Failure Analysis and Prevention*, 2017, vol. 17, no. 5, pp. 948-954. DOI: 10.1007/s11668-017-0331-2
 11. Dandekar A.M. *Finite Element Analysis of Composite Aircraft Fuselage Frame*. Thesis for the degree of Master of Science in Aerospace Engineering. The University of Texas at Arlington, 2017, 57 p.
 12. Iaccarino P., Langella A., Caprino G. A simplified model to predict the tensile and shear stress-strain behaviour of fibreglass/aluminium laminates. *Composites Science and Technology*, 2007, vol. 67, no. 9, pp. 1784-1793. DOI: 10.1016/j.compscitech.2006.11.005
 13. Kamocka M., Zglinicki M., Mania R.J. Multi-method approach for FML mechanical properties prediction. *Composites. Part B: Engineering*, 2016, vol. 91, pp. 135-143. DOI: 10.1016/j.compositesb.2016.01.014
 14. Moussavi-Torshizi S. E., Dariushi, S., Sadighi M., Safarpour P. A study on tensile properties of a novel fiber/metal laminates. *Materials Science and Engineering: A*. 2010, vol. 527, no. 18-19, pp. 4920-4925. DOI: 10.1016/j.msea.2010.04.028
 15. Kawai M., Morishita M., Tomura S., Takumida K. Inelastic behavior and strength of fiber-metal hybrid composite: Glare. *International Journal of Mechanical Sciences*, 1998, vol. 40, no. 2-3, pp. 183-198. DOI: 10.1016/S0020-7403(97)00048-9
 16. Wu H.F., Wu L.L., Slagter W.J., Verolme J.L. Use of rule of mixtures and metal volume fraction for mechanical property predictions of fiber-reinforced aluminum laminates. *Journal of Materials Science*, 1994, vol. 29, no. 17, pp. 4583-4591. DOI: 10.1007/BF00376282
 17. Vlot A., Gunnink J.W. *Fibre Metal Laminates: An Introduction*. Dordrecht, The Netherlands: Kluwer Academic Publishers, 2001, 535 p. DOI 10.1007/978-94-010-0995-9
 18. Ergün H., Liaw B.M., Delale F. Experimental-theoretical predictions of stress-strain curves of Glare fiber metal laminates. *Journal of Composite Materials*, 2017, vol. 52, no. 1, pp. 109-121. DOI: 10.1177/0021998317702954
 19. Soltani P., Keikhosravi M., Oskouei R.H. Studying the tensile behavior of GLARE laminates: a finite element modeling approach. *Applied Composite Materials*, 2011, vol. 18, no. 4, pp. 271-282. DOI: 10.1007/s10443-010-9155-x
 20. Chen J.L., Sun C.T. Modeling of orthotropic elastic-plastic properties of ARALL laminates. *Composites science and technology*, 1989, vol. 36, no. 4, pp. 321-337. DOI: 10.1016/0266-3538(89)90045-6
 21. Vasil'ev V.V., Protasov V.D., Bolotin V.V. *Kompozitsionnye materialy* (Composite materials), Moscow, Mashinostroenie, 1990, 512 p.
 22. Afanas'ev A.V., Dudchenko A.A., Rabinskii L.N. *Inzhenernaya fizika*, 2010, no. 7, pp. 13-20.
 23. Afanas'ev A.V., Dudchenko A.A., Nguen D.K., Rabinskii L.N., Solyaev Yu.O. *Mekhanika kompozitsionnykh materialov i konstruksii*, 2014, vol. 20, no. 3. pp. 333-342.
 24. Jones R.M. *Mechanics of Composite Materials*. CRC Press, 1998, 538 p.
 25. Chzho A.L., Artem'ev A.V., Rabinskii L.N., Afanas'ev A.V., Semenov N.A., Solyaev Yu.O. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2017, vol. 24, no. 2, pp. 197-208.