

**ПРОЧНОСТЬ ЭЛЕМЕНТОВ И МЕХАНИЧЕСКИХ СОЕДИНЕНИЙ
АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ
МАТЕРИАЛОВ**

Г.Г. Шежян

Институт механики НАН РА

Исследуются вопросы прочности элементов и механических соединений авиационных конструкций из композиционных материалов. Показано, что проблема формирования прочностных параметров композиционных материалов и их механических соединений в системе проектирования авиационных конструкций должна быть основана на теоретических подходах, которые предстоит еще создать и довести до инженерных приложений. Предпринята попытка синтезировать аналитические подходы и на их базе получить новые результаты. Рассмотрена выносливость материала при переменных циклических нагрузениях с различными диапазонами изменения напряжений.

Ключевые слова: полимерные композиционные материалы, макротрещины, силовое поле, циклическое напряжение, усталостная прочность.

Введение. Приоритетными задачами по совершенствованию конструкций летательных аппаратов (ЛА) на период 2015–2020 гг., с целью обеспечения высоких летно-технических характеристик мировой авиационной техники, согласно [1] являются:

- повышение безопасности полета в несколько раз;
- снижение массы конструкции до 20%;
- повышение ресурса в два раза;
- снижение стоимости производства, обслуживание и ремонт;
- сокращение сроков разработки и производства.

Одним из путей решения указанных задач является широкое внедрение новых композиционных материалов (КМ) в ответственные силовые конструкции ЛА.

Успешное внедрение КМ в силовые конструкции самолетов связано с созданием расчетных методов оценки их усталостной прочности и жесткости. В общем случае КМ относятся к разряду анизотропных материалов, и анализ их усталостной прочности требует особых подходов и методик, отличных от традиционных методов для изотропных материалов.

Обзор литературных источников. Основы теории расчета анизотропных тел были заложены в работах [2-4]. Прикладные методы расчета авиаконструкций из КМ описаны в работах [5-8].

Вместе с тем в мировой литературе очень мало работ, относящихся к расчету усталостной прочности конструкций ЛА из КМ и металлокомпозиционных механических соединений [9-12]. В настоящее время разработано достаточно много методов оценки статической прочности элементов конструкций и их соединений из КМ. Большое внимание уделяется вопросам механики усталостного разрушения КМ. Эти исследования проводятся как на макроуровне, так и на микроуровне, когда непосредственно рассматривается структура композита.

Хотя выявлено большое число различных критериев разрушения композита, тем не менее вопрос их однозначного выбора до сих пор остается открытым.

Принципиальным достижением является теоретико–экспериментальное обоснование возможности применения методов линейной механики разрушения анизотропных материалов [13] для гетерогенного волокнистого композита. Основными научными проблемами механики разрушения являются: разработка новых моделей определения предельных состояний элементов из КМ с трещинами, установление специальных характеристик трещиностойкости композитов и разработка методик экспериментального определения таких характеристик. В работах [14–19], которые стали основополагающими для решения этих задач, проанализированы вопросы изменения длины трещины с учетом распределения напряжений вблизи их вершин в ортотропной полосе за счет изменения упругой энергии деформации [19-46].

Таким образом, сингулярные задачи механики разрушения анизотропных тел для различных видов деформаций были исследованы двумя способами – энергетическим и силовым.

Сущность энергетического метода заключается в том [15-23], что трещина начинает распространяться в элементе при такой нагрузке, при которой потенциальная энергия не увеличивается, т.е. $\partial\Pi/\partial l = 0$, где Π – потенциальная энергия элемента; l – длина трещины. Тогда нагрузка характеризуется предельным напряжением, после достижения которого трещина распространяется, вызывая разрушение элемента. Определение характеристик трещиностойкости при циклическом нагружении заключается в последовательном измерении длины усталостной трещины за определенное число циклов нагружений.

Дальнейшие экспериментальные исследования волокнистых (армированных) пластин различных структур позволили феноменологически описать процессы разрушения композитов. При наличии в материале

технологического или эксплуатационного макродефекта возможны три варианта его разрушения. Разрушение армированного пластика в зоне макротрещины начинается с микроразрушений композита и миниразрушений отдельных слоев. Первый вариант разрушения заключается в том, что по мере увеличения нагрузки разрушаются отдельные волокна или группы волокон совместно со связующими. Такое разрушение инициируется трещиной с развитием микродефектов в армирующем компоненте и связующем. Первый вариант разрушения обеспечивает наилучшую сходимость теоретических и экспериментальных данных при применении энергетического принципа. Второй вариант разрушения заключается в следующем: в силу развития микродефектов в связующем оно разрушается в отдельных местах, и по мере роста количества циклов нагружения места разрушения сливаются и стягивают волокна, образуя продолжение микротрещин. Трещины увеличиваются за счет разрушения связующего. Усиливающая неравномерность нагружения отдельных волокон приводит к разрушению обнаженных армирующих компонентов.

Суммарные эксплуатационные нагрузки создают соответствующие напряжения и деформации, которые, в конечном счете, и вызывают накопление эксплуатационных повреждений по времени и числу циклов нагружения [20-27].

Схема изменения циклов нагружений на практике является чрезвычайно сложной и может быть построена на основе численного решения линейных и нелинейных краевых задач – методами конечных элементов, конечных разностей или интегральных уравнений. Вместе с тем следует признать, что для многих режимов и вариантов геометрических форм элементов конструкций такие расчеты чрезвычайно трудоемкие, а их точность определяется заданием исходных краевых условий – по усилиям, температурам и физико–механическим свойствам материалов.

Следовательно, определение пределов выносливости для КМ требует большого числа испытаний и значительного времени. На наш взгляд, суммированием усталостных повреждений и микротрещин чрезвычайно трудно осуществить идею теоретического вывода функциональной связи роста напряжений в зависимости от числа циклов нагружения. В выражениях интегральной суммы повреждений присутствуют начальные величины микротрещин и микродефектов, которые могут быть определены с помощью корреляционного анализа результатов изучения микроструктуры испытуемого образца. Если учесть, что часто разрушение происходит не там, где большая микротрещина, а совершенно в другом месте, при этом объемы работ по изучению микроструктуры огромны, то значимость данного подхода становится неэффективной, а порой и абсурдной [27-31].

Одна из основных трудностей современной теории прочности твердых тел состоит в пока еще недостаточно ясном понимании механизма “усталости” материалов при циклическом изменении напряжения, приводящем якобы к росту и распространению микротрещин. В существующей теории не объясняется причина роста пор у трещин в материале. По этому поводу есть несколько предположений, но все они носят частный характер. Нерешенность проблемы распространения и роста трещин в значительной степени сказывается на теории усталостной долговечности КМ и их гибридных соединений в авиационных конструкциях. Здесь эта проблема в несколько раз усложняется ввиду необходимости описания параметров специфического рельефа, образующегося на поверхности усталостного излома, и причин структурных изменений, приводящих к частичной аморфизации материала вблизи острия усталостной трещины. Однако значительная часть трудностей этой теории может быть снята в рамках новой развивающейся теории, в которой процесс разрушения рассматривается как следствие структурно–фазовых превращений на множестве агрегатных состояний [37, 38]. В частности, если процесс распространения усталостной трещины трактовать как периодическое развитие очага локального плавления перед острием трещины, то становится возможным достаточно просто объяснить наблюдаемые на эксперименте особенности усталостного разрушения.

В работах [35–40] показано, что при сильном гидростатическом растяжении или сжатии, осуществляемом с помощью болта о стенки отверстий, в композите изменяется условие существования фаз внутри материала. Происходит значительное смещение в метастабильную область фазовых состояний системы, где при температуре ниже температуры плавления становится возможным существование жидкой фазы твердого вещества. В таких условиях в материале флуктуационно могут возникать зародыши локального плавления и сублимации, дающие начало развитию пор и микротрещин.

Использование данного метода также неприемлемо из-за отсутствия соответствующих данных по экспериментальному обеспечению расчетов.

Другой физико–механический способ основан на описании межзерновых взаимодействий при статическом и циклическом нагружениях. В модели поликристаллический материал представляется как совокупность элементарных ячеек, каждая из которых включает границы зерен. Модель базируется на уравнениях зарождения и роста пор по границам зерен и критериях разрушения элементов ячеек из–за роста напряжений, приводящего к микропластическому коллапсу. Показано, что рост пор происходит вследствие неупругого деформирования.

В [20] предлагается математическая модель взаимодействия разномасштабных структур, позволяющая рассмотреть композит в виде открытой нелинейной стохастической динамической системы, и проведены расчет и визуализация силовых полей нескольких модификаций так называемого “ковра Серпинского”, что позволяет в соответствии с принципами суперпозиции использовать модели регулярных фракталов для описания полей механических напряжений внутренних границ. Данный подход открывает возможность с единых позиций описать характер распределения и взаимодействия интерьерных границ в различных асимптотиках гетерогенного материала.

Предложенная автором модель полимасштабной сети интерьерных границ КМ для аналитического определения силовых полей, создаваемых предфракталом “Серпинского”, включает в себя состав структурных параметров материала, представляющий сложную систему, нивелирует избыточное напряжение и является неизбежным следствием процессов самоорганизации физического тела, обусловленных произвольностью форм кластеров и макроскопических структур блоков [20]. В силу этого данный метод не может быть применен для расчета усталостной прочности конкретных изделий из КМ.

Экспериментальные и расчетные методы усталостной прочности, применяемые в российских и зарубежных самолетостроительных фирмах для металлических элементов, подробно разработаны и хорошо известны [25-33]. Что касается элементов авиаконструкций из полимерных композиционных материалов (ПКМ), можно отметить следующее [19, 23, 25]:

1. В настоящее время экспериментальные методы по обеспечению усталостной прочности элементов авиаконструкций из ПКМ как в российских, так и в зарубежных самолетостроительных фирмах в основном сформированы.
2. В российской авиапромышленности в настоящее время методы расчета на усталость элементов из ПКМ практически не разработаны [1, 25, 30].

Ввиду этого в российской авиапромышленности при проектировании элементов авиаконструкций из ПКМ практически не применяются расчетные методы оценки их усталостной долговечности.

Принято считать, что при эскизном и рабочем проектировании для обеспечения необходимой усталостной прочности элементов из ПКМ достаточно соблюдения только одного критерия: уровень эксплуатационных нагрузок не должен превышать 50% от уровня предельных статических нагрузок.

Усталостная прочность спроектированных таким образом элементов из ПКМ фактически проявляется только на этапе проведения натурных испытаний на усталостную прочность. Как показывают результаты таких испытаний,

экспериментальная усталостная долговечность многих элементов из ПКМ далеко не безгранична, что ставит под сомнение справедливость и достоверность представленного критерия. Для исключения подобных ситуаций представляется очевидной необходимость разработки специальных теорий и методов, позволяющих выполнять объективные расчетные оценки усталостной прочности и долговечности элементов авиаконструкций из ПКМ. В настоящей статье по результатам обзора и анализа сформулированы основные положения деформационной теории усталости элементов композитных авиаконструкций, которые могут быть использованы при инженерных расчетах на этапах эскизного и рабочего проектирования самолетов.

Результаты исследования и вывод расчетных формул. Деформационная теория усталости, или теория допустимых деформаций элементов композитных авиаконструкций и их механических соединений достаточно проста и универсальна – максимальные напряжения в опасном сечении элемента конструкции должны быть меньше предельного напряжения усталости с учетом запаса прочности. Чтобы определить предел усталостной прочности на базе 10^6 циклов нагружения ($N_y = 10^6$), рассмотрим процесс деформирования элемента конструкции не как чисто упругую деформацию, а как упругопластическую [16]. Для описания упругопластической деформации используем форму записи, часто принимаемую в электротехнике для учета фазового сдвига между напряжением и силой тока [35].

Тогда для упругопластической деформации при одноосном растяжении–сжатии можем написать

$$\sigma = \bar{\tau} \cdot \varepsilon \cdot e^\alpha, \quad (1)$$

где ε и σ – упругая деформация и напряжение; α – некоторая постоянная, зависящая от свойств материала, характера деформации и вида напряженного состояния. Значение α – величина весьма малая ($\alpha \ll 1$). Тогда (1) можно представить в виде

$$\sigma = E\varepsilon(1 + \alpha) \quad (2)$$

(т.к. $\alpha \ll 1$, то, разложив e^α в ряд Тейлора и пренебрегая малыми членами, получим (2)).

В (2) $\varepsilon \cdot \alpha$ – величина пластической деформации после первого цикла изменения напряжений.

При многократном повторении циклов напряжений деформация будет расти, что приведет к уменьшению жесткости испытуемого образца.

Поскольку пластическая деформация растет по экспоненциальному закону ($\varepsilon_n = \varepsilon \cdot e^\alpha$), то жесткость образца уменьшится также по экспоненциальному закону.

Если начальная жесткость рассматриваемой детали или образца на растяжение или сжатие составляет C_0 , то после определенного количества циклов изменения напряжений жесткость уменьшится до значения

$$C_0 - C_k, \text{ где } C_k = \alpha \cdot C_0 \cdot n. \quad (3)$$

Здесь n – количество циклов в долях $\lg N$, т.е. $n = \lg N$ или $N = 10^n$.

Тогда жесткость образца после воздействия циклических нагрузок можно представить в виде

$$C_0(1 - \alpha \lg N).$$

Принимая испытуемый образец или деталь как колебательную систему с возбуждающей переменной силой $P(t) = P \cdot \sin \omega t$, где ω – угловая частота колебания ($\omega = 2\pi \cdot f$, $f = \frac{N}{t}$), одноосное колебательное движение (растяжения и сжатия) образца можно описать дифференциальным уравнением с переменными коэффициентами

$$\ddot{y} + \frac{C_0}{M}(1 - \alpha \lg N)y = \frac{P}{M} \sin \omega t, \quad (4)$$

где y – амплитуда колебания (растяжения–сжатия); C_0 – начальная жесткость образца на растяжение–сжатие; M – масса единицы объема образца; P – амплитуда нагрузки.

Уравнение (4) с переменными коэффициентами, зависящими от числа циклов и времени, является уравнением типа Матье–Хилла. Оно не имеет аналитического решения, но его можно решить численными методами.

Однако при изменении нагрузки с частотой меньше 20 Гц инерционными силами можно пренебречь, и тогда будем иметь

$$\frac{C_0}{M}(1 - \alpha \cdot \lg N)y = \frac{P}{M} \sin \omega t, \quad y = Y \max \sin \omega t$$

или

$$C_0(1 - \alpha \lg N)y = P \cdot \sin \omega t. \quad (5)$$

Приняв $C_0 = P_{\max}/Y_{\max}$, где P_{\max} – максимальная нагрузка, которая при начальном сечении F_0 образца может вызвать предельное напряжение σ_b или σ_T , получим

$$P_{\max} (1 - \alpha \lg N) = P. \quad (6)$$

Разделив уравнение (6) на F_0 , будем иметь

$$\sigma_b (1 - \alpha \lg N) = \sigma \quad (7)$$

или

$$\sigma + \alpha \sigma_b \lg N = \sigma_b. \quad (8)$$

Для определения коэффициента α рассмотрим образец как прямоугольный брус с размерами a_0 , b_0 и l_0 (a_0 – толщина, b_0 – ширина, l_0 – длина).

Тогда можем написать

$$\left. \frac{da}{a} \right|_{a_0}^a = -\mu_1 \left. \frac{dz}{z} \right|_{l_0}^l; \quad \left. \frac{db}{b} \right|_{b_0}^b = -\mu_2 \left. \frac{dz}{z} \right|_{l_0}^l, \quad (9)$$

а после интегрирования будем иметь

$$\frac{a}{a_0} = \left(\frac{l_0}{l} \right)^{\mu_1}; \quad \frac{b}{b_0} = \left(\frac{l_0}{l} \right)^{\mu_2}; \quad \frac{ab}{a_0 b_0} = \left(\frac{l_0}{l} \right)^{\mu_1 + \mu_2}; \quad \frac{F}{F_0} = \left(\frac{l_0}{l} \right)^{\mu_1 + \mu_2}. \quad (10)$$

Здесь μ_1 и μ_2 – коэффициент Пуассона во взаимно перпендикулярных направлениях в композитном образце; F_0 – начальная площадь сечения образца; F – площадь сечения образца после первого цикла деформирования.

Величина уменьшения площади сечения образца после одного цикла воздействия нагрузок будет

$$\Delta F = F - F_0 \quad \text{или} \quad \Delta F = F_0 \left[1 - \left(\frac{l_0}{l} \right)^{\mu_1 + \mu_2} \right],$$

поскольку

$$\varepsilon = \varepsilon_y + \varepsilon_n = \varepsilon_y + \alpha \cdot \varepsilon_y, \quad (11)$$

где

$$\varepsilon = \frac{\sigma_1}{E}; \quad \varepsilon_y = \frac{\sigma}{E}; \quad \varepsilon_n = \alpha \cdot \frac{\sigma}{E}; \quad \sigma = \frac{P}{F_0}; \quad \sigma_1 = \frac{P}{F}. \quad (12)$$

В результате имеем $\alpha = \left(\frac{l}{l_0} \right)^{\mu_1 + \mu_2} - 1$. Поскольку $l = l_0 + \Delta$ и $\frac{\Delta}{l_0} = \varepsilon_y = \frac{\sigma}{E}$, то

получим $\alpha = \left(\frac{E + \sigma}{E} \right)^{\mu_1 + \mu_2} - 1$ или

$$\alpha = \left(\frac{kE + \sigma_b}{k - 1} \right)^{\mu_1 + \mu_2} - 1, \quad (13)$$

где $k = \sigma_b / \sigma$.

Тогда уравнение (8) можно представить в виде

$$\sigma + m \lg N = \sigma_b, \quad (14)$$

где

$$m = \sigma_l \left[\left(\frac{kE + \sigma_b}{kE} \right)^{\mu_1 + \mu_2} - 1 \right]. \quad (15)$$

Выводы

На основании проведенных теоретических исследований и с учетом опыта мировой практики получены:

- уравнение кривой усталости композиционного материала;
- формула расчета предельных напряжений усталости КМ с учетом анизотропности во взаимно перпендикулярных направлениях.

Литература

1. **Погосян М.А., Мартиросян Р.М., Каргипольский В.А.** Некоторые фундаментальные и прикладные проблемы в разработке перспективных технологий авиастроения // Изв. НАН РА и ГИУА. Серия ТН. – 2013. – Т. LXVI, №1. – С. 3–18.
2. **Андрienко В.М., Сухобокова Г.П.** Особенности расчета на прочность конструкций из композиционных материалов. – М.: Изд-во ЦАГИ, 1982. – Вып. IX. – С. 9-21.
3. **Белозеров Л.Г., Киреев В.А.** Композитные оболочки при силовых и типовых воздействиях. – М.: Физматгиз, 2003. – 388 с.
4. **Васильев В.В.** Механика конструкций из композиционных материалов. – М.: Машиностроение, 1988. – 270 с.
5. Приоритетные направления совершенствования материалов для конструкций перспективных самолетов / **В.Г. Дмитриев и др.** // Технология легких сплавов. – ВИЛС. – 2003. – № 1. – С. 3-8.
6. **Кравчук А.С., Майборода В.П., Уржумцев Ю.С.** Механика полимерных и композиционных материалов. Экспериментальные и численные методы. – М.: Наука, 1985. – 304 с.
7. **Շեկյան Հ.Գ., Հակոբյան Վ.Ն.** Համաշխարհային ավիացիայի զարգացման հեռանկարները // Հայկական բանակ. Ազգային ուսումնական հետազոտությունների ինստիտուտի ուսումնական հանդես. – Երևան, 2013. – էջ 51-56:
8. **Ильин В.Е.** Боевые самолеты зарубежных стран XXI века. – М.: Изд-во ЦАГИ, 2000. – 156 с.
9. **Немировский Ю.В., Резников Б.С.** Прочность элементов конструкций из композиционных материалов. – Новосибирск: Наука, 1986. – 164 с.
10. **Зайцев Г.П., Стреляев В.С.** Расчет на прочность конструктивных элементов из стеклопластиков. – М.: Машиностроение, 1970. – 350 с.

11. **Зайцев Г.П.** Катастрофа в механике разрушения композитов с трещинами // В кн.: Механика композитных материалов. Т.1: Прочность и разрушение: Труды 1-го Советско–Американского симпозиума. – Рига: Зинатне, 1993. – С. 269-282.
12. **Серенсен С.В., Зайцев Г.П.** Несущая способность тонкостенных конструкций из армированных пластиков с дефектами. – Киев: Наукова думка, 1982. – 296 с.
13. **Стреляев В.С.** Статистические закономерности разрушения стеклопластиков // В кн.: Прочность материалов и конструкций. – Киев: Наукова думка, 1975. – С. 314-323.
14. **Серенсен С.В.** Избранные труды. – Киев: Наукова думка, 1985. – Т.1 – 262 с.; – Т.2 – 256 с.; – Т.3 – 232 с.
15. **Шекян Г.Г., Кошкарян Г.Н.** Влияние жесткости деталей на динамическое качество болтовых соединений // Изв. АН АрмССР. Серия ТН. – 1980. – Т. XXXIII, № 2. – С. 31-50.
16. **Шекян Г.Г., Хачатрян М.Н., Арутюнян А.С.** К вопросу усталостной прочности материалов // Труды Международной конференции “Проблемы динамики взаимодействия деформируемых сред”. – Ереван, 2014. – С. 446-450.
17. **Арутюнян Р.А.** Проблема деформационного старения и длительного разрушения в механике материалов. – СПб.: Изд-во С.Петербургского ун-та, 2004. – 251 с.
18. **Арутюнян Р.А.** Оценка энергетических затрат при разрушении твердых тел // Изв. РАН МТТ. – 2012. – № 4. – С. 63-70.
19. **Стрижиус В.Е.** Современные теории усталости элементов композитных авиаконструкций // Научный вестник МГТУ ГА. – 2013. – № 4. – С. 11-19.
20. **Герег А.П., Выровой В.П.** Интерьерные границы композитов: полимасштабность структуры и свойства силовых полей // Сб. трудов IV Всероссийского симпозиума. – М., 2012. – Т. 2. – С. 204-209.
21. **Гусев Е.Л., Бакулин В.Н., Макаров В.Г.** Методы оптимального проектирования и расчет композитных конструкций. – М.: Наука. Физматгиз, 2008. – 277 с.
22. **Трунин Ю.П.** Критерии прочности и модели разрушения механического соединения элементов. – М.: Изд-во ЦАГИ, 2013. – Вып. 2725. – С. 91-103.
23. **Стрижиус В.Е.** О некоторых гипотезах и допущениях при расчете усталостной долговечности элементов авиаконструкций из ПКМ // Науч. вестник МГТУ ГА. – 2011. – № 163. – С. 96-102.
24. **Трунин Ю.П.** Методика расчета статической прочности точечных соединений композитных материалов. РТМ “Проектирование, расчет и испытания конструкций из композитных материалов” // Труды ЦАГИ. – 1984. – Вып.10. – С. 95-104.
25. **Стрижиус В.С.** Процедура анализа причин усталостных повреждений при ресурсных испытаниях элементов авиаконструкций // Научный вестник МГТУ ГА. – 2013. – № 187. – С. 56-64.
26. **Карпов Я.С.** Проектирование деталей и агрегатов из композитов. – Х.: ХАИ, 2010. – 768 с.
27. **Махутов Н.А.** Деформационные критерии разрушения и расчет элементов конструкций на прочность. – М.: Машиностроение, 1981. – 272 с.
28. **Шекян Г.Г.** Испытание машин на долговечность // В кн.: “Динамика роторных машин”. – Ереван: Изд-во “Гитутюн” НАН РА, 2004. – С. 295-303.

29. **Шекян Г.Г.** Виброползучесть элементов роторных машин // Труды Всесоюзной конференции “Динамические режимы электрических машин и электроприводов”. – Каунас, 1988. – С. 1-9.
30. А.с. №1420426. Стенд для виброиспытаний объектов / **Г.Г. Шекян.** – Бюл. изобр. №32. – 1988.
31. **Шекян Г.Г.** К вопросу обнаружения параметров состояния систем методом статической проверки // Изв. НАН РА. Серия Механика. – Ереван, 2001. – №3. – С. 19-24.
32. **Головчан В.Т.** О вычислении деформации двухфазных керметов // ISSN0556-171X. Проблемы прочности. – 2006. – №3. – С. 99-111.
33. **Kabche I.P.** Structural Testing of Analyzing Hybrid Composite/Metal Joints for High-Speed Marine structures // Electronic Theses and Disertations. – 2006. – P. 274.
34. **Lim T.S. Kim B.C., and Lee D.G.** Fatigue characteristics of the bolted joints for univerectional composite laminates // Composite Structures. – 2006. – Vol. 79. – P. 58-68.
35. **Зайцев Г.П., Кайков К.В., Гусева Р.П.** Скорость распространения трещины в анизотропной пластинке в условиях чистого сдвига // Труды IV науч.-техн. конф. молодых ученых и специалистов МАТИ им. Циалковского”. – М., 1980. – С. 17-24.
36. **Xiog J.J. and Shenoi R.A.** Two New Practical Models for Estimating Reliability – Based Fatigue Strength of composites // Journal of Composite Materials / Beijing University of Aeronautics and Astronautics. – Beijing, 2003. – P. 1186-1209.
37. Fatigue in composites: Science and technology of the fatigue response of Fibre-reinforced Plastics / Edited by **Bryan Harris.** – CRC Press, Boca Raton, 2003. – P. 3-109.
38. **Jones F.R.** Micromechanical aspects of fatigue in composites // Fatigue in composites: Science and technology of the fatigue response of Fibre-reinforced Plastics / Ed. by **Bryan Harris.** – CRC Press, Boca Raton, 2003. – P. 115-146.
39. **Galiotis C., Koimtzoglou C.** The effect of the interface on the fatigue performance of fibre composites // Fatigue in composites: Science and technology of the fatigue response of Fibre-reinforced Plastics / Ed. by **Bryan Harris.** – CRC Press, Boca Raton, 2003. – P. 147-172.
40. **Martin R.** Delamination fatigue // Fatigue in composites: Science and technology of the fatigue response of Fibre-reinforced Plastics / Ed. by **Bryan Harris.** – CRC Press, Boca Raton, 2003. – P. 173-188.
41. **Маргулин Б.З., Гуленко А.Г., Курсевич И.П., Бучашкий А.А.** Моделирование разрушения материалов при длительном статическом нагружении в условиях ползучести и нейтронного облучения. Сообщение 1: Физико–механическая модель ЦНИИ КМ “Прометей” // Проблема прочности. – СПб., Россия, 2006. – № 3. – С. 5-22.
42. **Карпов Я.С.** Соединения высоконагруженных деталей из композитных материалов. Конструктивно–технологические решения и оценка их работоспособности // Проблемы прочности. – Харьков: ХАИ, 2006. – № 3. – С. 23-33.
43. **Богданов Дж., Козин Ф.** Вероятностные модели накопления повреждений / Пер. с англ. – М.: Мир, 1989. – 344 с.
44. **Ботвинн Л.Р.** Разрушение: кинетика, механизмы, общие закономерности: Монография. – М.: Наука, 2008. – 334 с.

45. **Андрейків О.Е., Гембара О.В.** Разрухунок залишкові довговічності елементів конструкцій в середовищі водню // Проблема прочности. – Киев, 2006. – № 3. – С. 34-42.
46. **Шмянников В.Н.** Метод расчета регулярных составляющих поля напряжений в пластической зоне у вершины трещины обрыва // Проблемы прочности. – Киев, 2006. – № 3. – С. 43-85.

*Поступила в редакцию 11.12.2015.
Принята к опубликованию 13.05.2016.*

ԿՈՄՊՈԶԻՏԱՅԻՆ ՆՅՈՒԹԵՐԻՑ ԱՎԻԱՑԻՈՆ ԿՈՆՍՏՐՈՒԿՑԻԱՆԵՐԻ ՏԱՐՐԵՐԻ ԵՎ ՄԵԽԱՆԻԿԱԿԱՆ ՄԻԱՑՈՒԹՅՈՒՆՆԵՐԻ ԱՄՐՈՒԹՅՈՒՆԸ

Հ.Գ. Շեկյան

Հետազոտվել է կոմպոզիտային նյութերից ավիացիոն կոնստրուկցիաների տարրերի և մեխանիկական միացությունների ամրությունը: Ցույց է տրվել, որ կոմպոզիտային նյութերի ամրության պարամետրերի և նրանց մեխանիկական միացությունների ձևավորման հիմնախնդիրը ավիացիոն կոնստրուկցիաների նախագծման համակարգերում պետք է հիմնված լինի տեսական մոտեցումների վրա, որոնք առաջիկայում անհրաժեշտ է ստեղծել և հասցնել ինժեներական կիրառման մակարդակի: Փորձ է արվում համադրել բոլոր անալիտիկ մոտեցումները և դրանց հիման վրա ստանալ նոր արդյունքներ: Դիտարկված է նյութի դիմացկունությունը ցիկլիկ բեռնավորման դեպքում լարումների փոփոխման տարբեր միջակայքերում:

Առանցքային բառեր. պոլիմերային կոմպոզիտային նյութեր, մակրոճաքեր, ուժային դաշտ, ցիկլիկ լարում, հոգնածային ամրություն:

STRENGTH OF ELEMENTS AND MECHANICAL JOINTS OF AEROSTRUCTURES FROM COMPOSITE MATERIALS

H.G. Shekyan

The strength issues on the elements and mechanical connections of aircraft structures made of composite materials are investigated. It is shown that the problem of forming strength parameters of composite materials and their mechanical connections in the design of aircraft structures should be based on theoretical approaches that still have to be created and brought to the engineering applications. An attempt is made to synthesize analytical approaches, and on their basis, get new results. The durability of the material in case of cyclic loadings by applying different methods-power and force stresses is considered.

Keywords: polymer composite materials, macrocracks, force field, cyclic stress, fatigue strength.