

УДК 655+681.3

КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ УПРУГИХ И УСТАЛОСТНЫХ СВОЙСТВ ОБШИВКИ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ И ЛОНЖЕРОНА ЛОПАСТИ ВЕРТОЛЕТА

© 2016 г. Соловьев А.Н.^{1,2,3}, Зиборов Е.Н.¹, Шевцов С.Н.³

¹Донской государственной технической университет,
Ростов-на-Дону, Российская Федерация

²Южный федеральный университет, Ростов-на-Дону, Российская Федерация

³Южный научный центр РАН, Ростов-на-Дону, Российская Федерация

solovievarc@gmail.com

Поступила в редакцию 03.12.2015

Разработаны методы определения механических свойств армированных однонаправленных и слоистых композитных материалов и методика определения усталостной долговечности лонжерона лопасти вертолета, отдельные детали которой выполнены из композитных материалов. Представлены методы масштабного моделирования армированных композитных материалов, целью которых является построение достоверных математической и геометрической моделей, применяемых в дальнейшем для наиболее точных расчетов изделий из композитных материалов со сложной неоднородной структурой. В предложенном методе, в отличие от традиционных методов осреднения, для нахождения эффективных свойств не требуется интегрирование по представительному объему композита, а достаточно определения поверхностных смещений. Предложены методы моделирования композитного материала с различными относительными направлениями волокон и способ исследования долговечности изделий из него. Проведено моделирование натуральных стеновых испытаний на усталостную долговечность образца лопасти вертолета. Результаты расчетов по предложенной методике согласуются с данными, полученными в испытаниях.

Ключевые слова: метод конечных элементов, армированные композиты, механические свойства, усталостная долговечность.

Введение

Анализ литературы по исследуемой проблеме показывает ее актуальность. В работе [1] предложены способы моделирования свойств анизотропных композитов и способы моделирования дефектов в композитном материале (КМ). В публикации [2] представлены методы моделирования КМ с неоднородной структурой и скрытыми дефектами структуры, рассмотрены различные критерии, влияющие на жизненный цикл изделия из композита. В [3] представлены новые методы масштабного моделирования (в том числе 3D) нанокompозита. Этот новый подход позволяет определить свойства композита в целом на основании свойств его элементов, что

проиллюстрировано на примере нанокompозита. В [4] приведены результаты серии экспериментов с целью определения механизма передачи напряжений через компоненты в структуре композита.

В настоящей статье представлена методика определения механических свойств армированного КМ и его усталостных характеристик. В предложенном методе не проводится интегрирование по объему, а достаточно определения поверхностных смещений.

1. Постановка задачи

Материал лопасти вертолета – армированный КМ, состав компонентов которого: волокно – стекловолокно (65% объемного содержания), матрица – эпоксидная смола (35%). Механические характеристики материалов: модуль Юнга эпоксидной смолы $2,55 \cdot 10^9$ МПа, стекловолокна $8,7 \cdot 10^{10}$ МПа, коэффициент Пуассона для обоих материалов 0,22.

Лонжерон лопасти вертолета представляет собой полую несущую конструкцию, состоящую из множества слоев однонаправленного армированного композита. Укладка производится таким образом, что направления волокон составляют $\pm 30^\circ$ относительно продольной оси лонжерона. Обшивка хвостового оперения состоит из того же материала с направлением волокон $0^\circ, +45^\circ, -45^\circ, 0^\circ$. Деформация композита рассматривается в рамках линейной анизотропной теории упругости [5].

Задача определения упругих и усталостных характеристик материалов лонжерона и обшивки хвостового оперения решается в несколько этапов: 1) определение эффективных упругих постоянных отдельного слоя КМ; 2) определение эффективных упругих постоянных представительного объема материала обшивки хвостового оперения и лонжерона лопасти вертолета; 3) 3D-моделирование стендовых испытаний лопасти вертолета с использованием полученных матриц упругих постоянных материалов лонжерона и обшивки хвостового оперения с целью определения мест концентрации и величины напряжений; 4) определение кривых усталости материалов лонжерона и обшивки хвостового оперения с использованием полученных характеристик напряженно-деформированного состояния (НДС).

2. Определение упругих постоянных отдельного слоя армированного композитного материала

Рассмотрим представительный объем отдельного слоя материала лонжерона в виде куба со стороной l в системе координат XYZ , ориентированной таким образом, что ось Z направлена вдоль оси волокон (рис. 1).

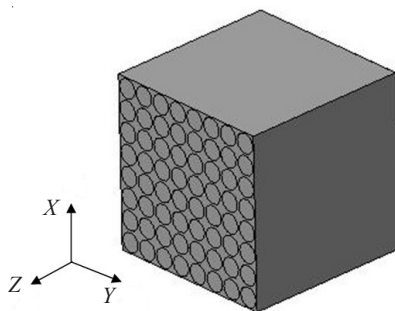


Рис. 1. Представительный объем однонаправленного армированного КМ

Запишем закон Гука через эффективные упругие постоянные:

$$\begin{pmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{12} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ 2\varepsilon_{23} \\ 2\varepsilon_{13} \\ 2\varepsilon_{12} \end{pmatrix}. \quad (1)$$

Эффективные коэффициенты упругости C_{11} , C_{12} , C_{13} , C_{33} , C_{44} , C_{66} находятся из условий статической эквивалентности представительного объема КМ (см. рис. 1) и аналогичного объема однородного материала с эффективными свойствами путем решения краевых задач растяжения-сжатия и задач сдвига представительных объемов. Для более равномерного распределения поверхностных перемещений грани контактируют с жесткими штампами, которые находятся или под действием равномерно распределенных напряжений, или свободны, или закреплены по нормали. Граничные условия краевых задач приведены в таблице 1.

Таблица 1

Задача	Нагружение, закрепление	Измерения
1	$\sigma_{11} _{y=l} = \sigma_1$, остальные грани закреплены по нормали	$U_x _{x=l} = U_1$
2	$\sigma_{33} _{z=l} = \sigma_3$, остальные грани закреплены по нормали	$U_z _{z=l} = U_3$
3	$\sigma_{13} _{z=l} = \sigma_{13} _{x=l} = -\sigma_{13} _{x=0} = \tau_{13}$, $U_x _{z=0} = U_y _{z=0} = U_z _{z=0} = 0$	$U_x _{z=l} = U_2$
4	$\sigma_{12} _{x=l} = \sigma_{12} _{y=l} = -\sigma_{13} _{y=0} = \tau_{12}$, $U_x _{x=0} = U_y _{x=0} = U_z _{x=0} = 0$	$U_y _{x=l} = U_4$
5	$\sigma_{11} _{x=l} = \sigma_0$, $\sigma_{33} _{z=l} = 0$, остальные грани закреплены по нормали	$U_x _{x=l} = U_5$, $U_z _{z=l} = U_6$
6	$\sigma_{22} _{y=l} = \sigma_2$, остальные грани закреплены по нормали	$U_y _{y=l} = U_7$
7	$\sigma_{23} _{y=l} = \sigma_{23} _{z=l} = -\sigma_{23} _{z=0} = \tau_{23}$, $U_x _{z=0} = U_y _{z=0} = U_z _{z=0} = 0$	$U_z _{y=l} = U_8$
8	$\sigma_{22} _{y=l} = \sigma_0$, $\sigma_{33} _{z=l} = 0$, остальные грани закреплены по нормали	$U_y _{y=l} = U_9$, $U_z _{z=l} = U_{10}$
9	$\sigma_{11} _{x=l} = \sigma_0$, $\sigma_{22} _{y=l} = 0$, остальные грани закреплены по нормали	$U_x _{x=l} = U_{11}$, $U_y _{y=l} = U_{12}$

Используя аналитические решения краевых задач 1–5 для однородного трансверсально-изотропного материала ($C_{11} = C_{22}$, $C_{13} = C_{23}$, $C_{44} = C_{55}$), возможно найти эффективные упругие постоянные по формулам:

$$\begin{aligned} C_{11} &= \frac{\sigma_1 l}{U_1}, & C_{33} &= \frac{\sigma_3 l}{U_3}, & C_{44} &= \frac{\tau_{13} l}{U_2}, & C_{66} &= \frac{\tau_{12} l}{U_4}, \\ C_{13} &= -\frac{C_{11} U_5}{U_6}, & C_{12} &= C_{11} - 2C_{44}. \end{aligned} \quad (2)$$

Перемещения U_1 , U_2 , U_3 , U_4 , U_5 , U_6 определены из численного эксперимента, роль которого выполняет расчет методом конечных элементов (МКЭ) в пакете ANSYS указанных краевых задач для представительного объема. В результате была получена матрица упругих постоянных единичного слоя C_0 размерностью в паскалях:

$$C_0 = \begin{pmatrix} 1,222 \cdot 10^{10} & 3,0305 \cdot 10^9 & 1,615 \cdot 10^{10} & 0 & 0 & 0 \\ 3,0305 \cdot 10^9 & 1,222 \cdot 10^{10} & 1,615 \cdot 10^{10} & 0 & 0 & 0 \\ 1,615 \cdot 10^{10} & 1,615 \cdot 10^{10} & 5,532 \cdot 10^{10} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 6,33 \cdot 10^9 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 6,33 \cdot 10^9 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 3,87 \cdot 10^9 \end{pmatrix}. \quad (3)$$

Замечание 1. Сравнение полученных результатов с расчетами по традиционной методике осреднения [6] показывает, что расхождение в определении эффективных характеристик композиционных материалов не превышает 3%; предложенная методика не требует интегрирования по объему.

Замечание 2. Библиотека конечных элементов ANSYS содержит элементы (например, SOLID65) для моделирования однонаправленно армированных композитов. Проведенные расчеты показали, что использование такого конечного элемента дает адекватный результат только в случае одноосного напряженного состояния, совпадающего с направлением армирующих волокон (погрешность 2–4% в определении характеристик НДС). В случае сложного напряженного состояния использование этого элемента приводит к большим погрешностям.

3. Определение упругих постоянных представительного объема многослойного композитного материала

Модель представительного объема материала обшивки хвостового оперения была взята в виде куба, состоящего из определенного количества слоев. Для каждого слоя заданы свойства материала, полученные в виде матрицы упругих постоянных (3). При конечно-элементном моделировании представительных объемов материала лонжерона лопасти вертолета и обшивки хвостового оперения локальные системы координат в каждом слое поворачиваются в соответствии с укладкой слоев (рис. 2). Связь между слоями моделировалась как жесткое сцепление.

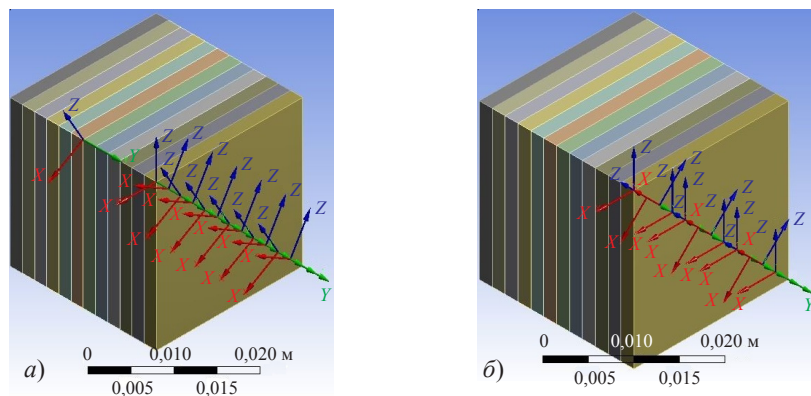


Рис. 2. Представительные объемы КМ лонжерона (а) и хвостового оперения (б)

Коэффициенты матрицы эффективных упругих постоянных ортотропного материала, который моделирует многослойный материал представительного объема, определялись с помощью метода, приведенного в разделе 2, с добавлением четырех краевых задач 6–9 из таблицы 1.

Формулы (2) дополняются следующими соотношениями:

$$C_{22} = \frac{\sigma_2 l}{U_7}, \quad C_{55} = \frac{\tau_{23} l}{U_8}, \quad C_{23} = -\frac{C_{22} U_9}{U_{10}},$$

для ортотропного материала коэффициент

$$C_{12} = -\frac{C_{22} U_{11}}{U_{12}}. \quad (4)$$

Таким образом, соотношения (2) и (4) позволяют определить полный набор констант для ортотропного материала. Матрица C_H упругих постоянных материала обшивки хвостового оперения и матрица C_L упругих постоянных материала лонжерона лопасти вертолета имеют вид:

$$C_H = \begin{pmatrix} 1,69 \cdot 10^{10} & 8,197 \cdot 10^9 & 1,422 \cdot 10^{10} & 0 & 0 & 0 \\ 8,197 \cdot 10^9 & 1,172 \cdot 10^{10} & 9,785 \cdot 10^9 & 0 & 0 & 0 \\ 1,422 \cdot 10^{10} & 9,785 \cdot 10^9 & 3,077 \cdot 10^{10} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 5,371 \cdot 10^9 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 5,374 \cdot 10^9 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 6,912 \cdot 10^9 \end{pmatrix}, \quad (5)$$

$$C_L = \begin{pmatrix} 1,657 \cdot 10^{10} & 7,873 \cdot 10^9 & 1,475 \cdot 10^{10} & 0 & 0 & 0 \\ 7,873 \cdot 10^9 & 1,165 \cdot 10^{10} & 9,46 \cdot 10^9 & 0 & 0 & 0 \\ 1,475 \cdot 10^{10} & 9,46 \cdot 10^9 & 3,093 \cdot 10^{10} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 5,474 \cdot 10^9 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 5,623 \cdot 10^9 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 6,912 \cdot 10^9 \end{pmatrix}. \quad (6)$$

Был проведен натурный эксперимент по определению модулей упругости в двух направлениях для материала хвостового оперения: сравнение результатов эксперимента и значений, найденных по представленной методике, дает расхождение 6–7%. Это позволяет сделать вывод об адекватности предложенной методики.

4. Стендовые испытания модели лопасти вертолета

В процессе натурных испытаний использовалась модель, состоящая из отрезка лонжерона длиной 3 м, к которому присоединены два хвостовых отсека. В испытаниях модель лонжерона была установлена на динамическом вибростенде, края отрезка лонжерона шарнирно закреплены. На лонжерон действует продольное растягивающее усилие 180 кН, а на хвостовые отсеки – растягивающее усилие 2500 Н, передаваемое им посредством резиновых ремней (рис. 3). Кроме этого, модель на стенде совершает вертикальные колебания с частотой 15 Гц и амплитудой 0,3 м.

В программном комплексе ANSYS была воспроизведена трехмерная модель сборочной единицы образца лопасти и модель натурных испытаний с целью определения НДС конструкции. В качестве механических характеристик материалов для проведения расчета с помощью МКЭ использовались найденные матрицы упругих постоянных материалов деталей лопасти хвостового оперения (5) и лонжерона (6).

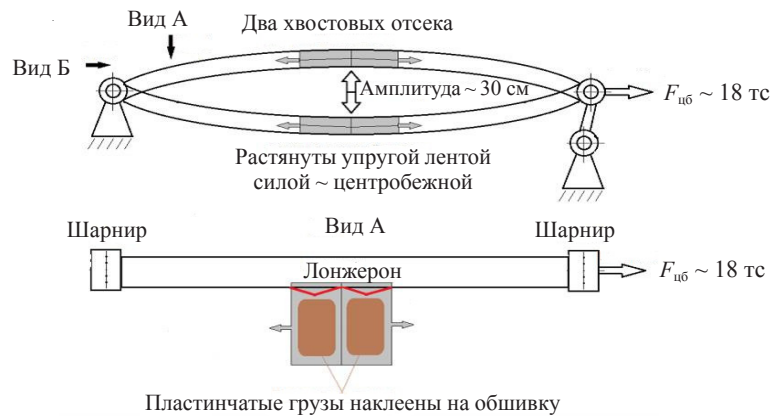


Рис. 3. Схема натуральных испытаний

На рис. 4 представлены результаты расчетов распределения напряжений по Мизесу в половине детали.

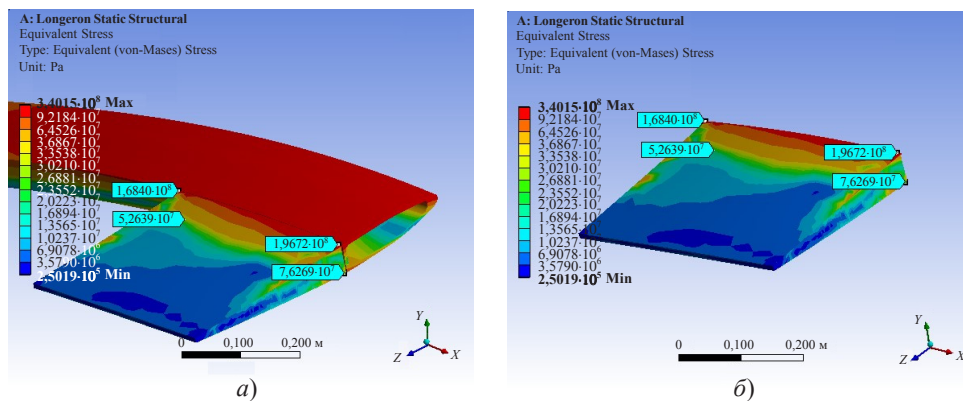


Рис. 4. Результаты моделирования стендовых испытаний: лонжерона (а) и хвостового оперения (б)

Из анализа НДС модели стендового образца следует, что концентрация напряжений происходит на боковой грани хвостового отсека на стыке соединения с лонжероном, что согласуется с результатами эксперимента по разрушению образцов.

5. Определение усталостных характеристик материалов лопасти вертолета

В ходе определения усталостных характеристик рассматриваемых КМ были построены представительные объемы материалов лонжерона и хвостового оперения лопасти вертолета (рис. 5) с учетом направления главных напряжений в области наибольших напряжений по Мизесу (см. рис. 4) и проведен расчет на усталостную долговечность по методике, предложенной в [7], с использованием в качестве исходных данных рассчитанного НДС стендового образца лопасти.

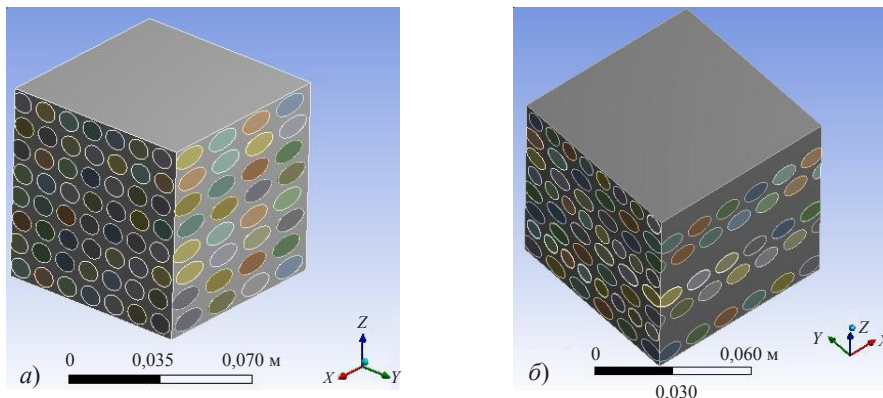


Рис. 5. Модели представительных объемов образцов материалов лопасти: лонжерона (а) и хвостового оперения (б)

Расчетная схема задач имеет следующий вид: к одной из граней элементарного объема приложено циклическое переменное напряжение (первое главное напряжение, определенное в ходе моделирования стендовых испытаний), остальные грани имеют закрепление по схеме гладкого контакта. Результаты усталостных испытаний (расчет по программе ANSYS) представлены в виде графиков на рис. 6.

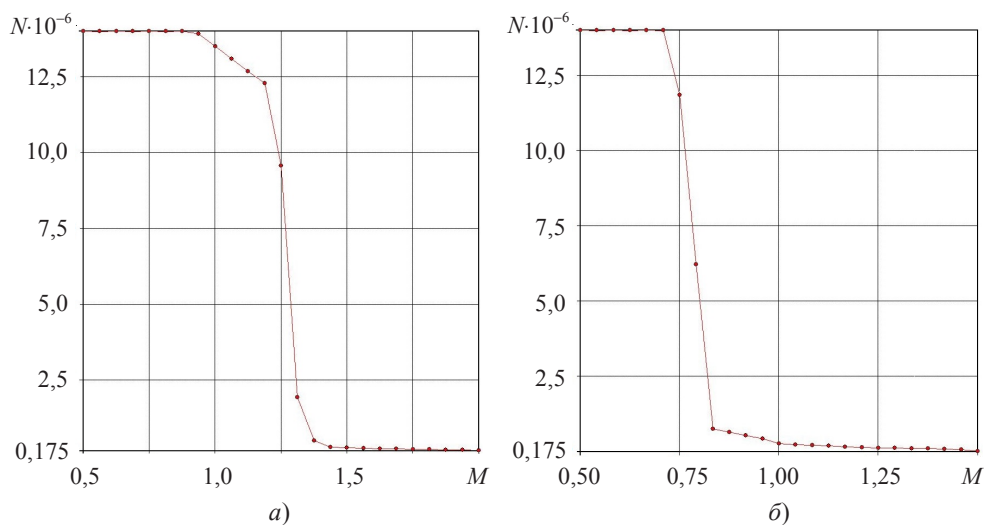


Рис. 6. Кривые усталости образцов: лонжерона (а), хвостового оперения (б)

На графиках представлены зависимости числа циклов нагружения N от множителя нагрузки M . Структура разрушения (разрушение произошло в областях, в которых достигаются наибольшие напряжения в компьютерной модели) и время до разрушения хорошо согласуются с данными натурного эксперимента. Анализ полученных кривых усталости приводит к выводу о неравномерном распределении коэффициента запаса прочности по усталостной долговечности среди элементов конструкции. Так, при множителе нагрузки, равном единице, что соответствует рабочим нагрузкам, количество циклов нагружения лонжерона составляет $13,5 \cdot 10^6$, в то время как для материала обшивки хвостового оперения прогнозируемое время до разрушения на два порядка меньше и составляет $0,18 \cdot 10^6$ циклов.

Заключение

Разработанные методы определения механических и усталостных свойств элементов конструкций из композиционных материалов соответствуют данным натурных экспериментов, что свидетельствует об их работоспособности. Предложенные методы могут служить инструментом для дизайна композитных материалов и проектирования изделий из них, работающих в условиях многоциклового вибрационного воздействия.

Список литературы

1. Бохоева Л.А. *Особенности расчета на прочность элементов конструкций из изотропных и композиционных материалов с допустимыми дефектами*. Улан-Удэ: Изд-во ВСГТУ, 2007. 192 с.
2. Nikishkov Y., Makeev A. Fatigue life assessment for composite materials. *18th International conference on composite material*. Jeju Island, Korea. 2011. P. 76–84.
3. Jeong N., Rosen D.W. A multi-scale model for the computer-aided design of polymer composites. *18th International conference on composite material*. Jeju Island, Korea. 2011. P. 56–63.
4. Zhou L., Kang Y., Guo J. Micromechanical modeling of double-walled carbon nanotube pull out from a matrix. *18th International conference on composite material*. Jeju Island, Korea. 2011. P. 17–19.
5. Новацкий В. *Теория упругости*. М.: Мир, 1975. 872 с.
6. Победря Б.Е. *Механика композиционных материалов*. М.: Изд-во МГУ, 1984. 336 с.
7. Соловьев А.Н., Зиборов Е.Н. Конечно-элементное моделирование усталостной прочности композитного материала. *Вестник ДГТУ*. 2013. №5-6(74). С. 104–109.

References

1. Bokhoeva L.A. *Osobennosti rascheta na prochnost' elementov konstruksiy iz izotropnykh i kompozitsionnykh materialov s dopustimymi defektami*. Ulan-Ude: Izd-vo VSGTU, 2007. 192 s.
2. Nikishkov Y. Makeev A. Fatigue life assessment for composite materials. *18th International conference on composite material*. Jeju Island, Korea. 2011. P. 76–84.
3. Jeong N., Rosen D.W. A multi-scale model for the computer-aided design of polymer composites. *18th International conference on composite material*. Jeju Island, Korea. 2011. P. 56–63.
4. Zhou L., Kang Y., Guo J. Micromechanical modeling of double-walled carbon nanotube pull out from a matrix. *18th International conference on composite material*. Jeju Island, Korea. 2011. P. 17–19.
5. Novatskiy V. *Teoriya uprugosti*. M.: Mir, 1975. 872 s.
6. Pobedrya B.E. *Mekhanika kompozitsionnykh materialov*. M.: Izd-vo MGU, 1984. 336 s.
7. Soloviev A.N., Ziborov E.N. Konechno-elementnoe modelirovanie ustalostnoy prochnosti kompozitnogo materiala. *Vestnik DGTU*. 2013. №5–6(74). S. 104–109.

FINITE-ELEMENT ANALYSIS OF ELASTIC AND FATIGUE PROPERTIES OF THE BLADE SPAR AND TAIL ASSEMBLY COVERING OF A HELICOPTER

Soloviev A.N.^{1,2,3}, Ziborov E.N.¹, Shevtsov S.N.³

¹Don State Technical University, Rostov-on-Don, Russian Federation

²Southern Federal University, Rostov-on-Don, Russian Federation

³Southern Scientific Center RAS, Rostov-on-Don, Russian Federation

The method of determining the mechanical properties of unidirectional fiber reinforced composites and laminates, as well as the method for determining the fatigue life of the blade spar of the helicopter, some details of which are made from composite materials are developed. Modeling

techniques of composite material with different relative to the direction of the fibers, and a method for determining cycle fatigue are proposed. This method does not require averaging over the volume of the composite, and uses only surface “measurements”. Total matrix of elastic constants of various reinforced composites were found. The full-scale computer simulation of bench tests on the fatigue life of the specimen helicopter blades produced. It is found that the results of calculations identical with the experimental data.

Keywords: finite element method, reinforced composites, mechanical properties, fatigue life.