

DOI: 10.15593/2224-9982/2022.69.07

УДК 620.17

Д.Г. Соломонов¹, М.Ш. Нихамкин¹, А.В. Торопицина²

¹Пермский национальный исследовательский
политехнический университет, Пермь, Россия

²ОДК-Авиадвигатель, Пермь, Россия

ВЫБОР КОНСТРУКТИВНО-ПОДОБНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ НА УСТАЛОСТЬ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

В современном авиастроении стремительно расширяется область применения полимерных композиционных материалов. В данной статье описана методика выбора конструктивно-подобных элементов из полимерных композиционных материалов и схемы их нагружения при испытаниях на усталость.

Эти испытания являются важным этапом в комплексе работ по предотвращению усталостных разрушений ответственных конструкций из полимерных композиционных материалов. Форма конструктивно-подобных элементов и схема нагружения должны быть обоснованы серией предварительных расчетов. При испытаниях таких образцов должно быть воспроизведено поле деформаций в критической зоне детали. Должна быть проверена возможность достижения усталостного разрушения образцов на выбранном оборудовании.

Применение предложенного подхода к обоснованию выбора конструкции и нагружению конструктивно-подобных элементов продемонстрировано на примере типовой авиационной конструкции.

Ключевые слова: конструктивно подобные элементы, полимерные композиционные материалы, испытания на усталость, собственные частоты колебаний, собственные формы колебаний, вынужденные колебания, анализ НДС, авиастроение, прогнозирование усталостной прочности.

D.G. Solomonov¹, M.Sh. Nikhamkin¹, A.V. Toropicina²

¹Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

²UEC-Aviadvigatel, Perm, Russian Federation

A CHOOSE OF STRUCTURALLY-SIMILAR SAMPLES FOR FATIGUE TESTING OF POLYMER COMPOSITE AVIATION STRUCTURES

This article describes a method for choosing the shape of structurally-similar elements made of polymer composite materials and the scheme of their loading during fatigue tests.

These tests are an important step of the complex of efforts to prevent fatigue failure of aviation critical structures made of polymer composite materials. The shape of structurally-similar elements and the loading scheme must be substantiated by a series of preliminary calculations. When testing such samples, the deformation field in the critical zone of the part must be reproduced. The ability to achieve fatigue failure of specimens on the selected equipment shall be verified.

The application of the proposed approach to the justification of the choice of structure and loading of structurally similar elements is demonstrated on the example of a typical aircraft structure.

Keywords: structurally similar samples, polymer composite materials, fatigue tests, eigenmode frequencies, natural vibration modes, forced vibrations, stress-strain analysis, aircraft industry, fatigue strength prediction.

Широкое использование полимерных композиционных материалов – современная тенденция создания конструкций в авиастроении, аэрокосмической технике, судостроении, биомеханике и других областях. В частности, активно расширяется область применения слоистых углепластиков в авиастроении. Кон-

струкции из этих материалов часто подвергаются переменным нагрузкам. Поэтому существует риск возникновения опасных вибраций и усталостного разрушения [1; 2].

Усталостная прочность полимерных композиционных материалов является предметом исследований на протяжении несколь-

ких десятилетий. Выявлены закономерности усталостного разрушения различных типов полимерных композиционных материалов. Обзоры приведены в работах [3–5]. Существуют принципиальные различия между усталостными свойствами металлов и композитов [6–8]. Установлено, что усталостная прочность композитов зависит не только от вида материала, волокон и связующего. Композиты, изготовленные из одних и тех же матрицы и волокон, но с разной объемной долей волокон, разными вариантами плетения и укладки, обладают разной усталостной прочностью. Существенное влияние на усталостную прочность оказывает технология изготовления [4] и производственные дефекты.



Рис. 1. Схема современной практики обеспечения усталостной долговечности ответственных изделий авиационной техники

Традиционный подход к прогнозированию усталостной долговечности композитов основан на использовании экспериментальных $S-N$ кривых, как и в случае металлов [9]. Для получения этих кривых образцы испытывают в соответствии со стандартом [10]. Основная проблема такого подхода заключается в том, что $S-N$ кривая является характеристикой конкретного материала с определенной структурой армирования, полученного по определенной технологии [11].

Другой подход при прогнозировании усталостной долговечности композитов основан на описании усталости как процесса накопления повреждений. Накопление усталостных повреждений приводит к снижению остаточной прочности и жесткости материала [12–21]. Модели этого типа требуют большого количе-

ства экспериментальных данных, причем каждая модель описывает накопление повреждений только одного определенного типа.

На рис. 1 схематично представлена современная практика обеспечения усталостной долговечности ответственных изделий авиационной техники. Она включает в себя несколько уровней расчетов и экспериментов. Низший уровень – испытания на усталость большого количества стандартных образцов. Его результатом является характеристика сопротивления усталости материала в виде семейства $S-N$ кривых для различных схем укладки материала, переплетения волокон, рабочих температур, технологических факторов. Эти данные могут быть использованы на этапе проектирования изделия.

Второй уровень – испытания на усталость конструктивно-подобных элементов (КПЭ). КПЭ представляют собой образец критической (наиболее нагруженной) зоны детали. КПЭ сохраняют конструктивные и технологические особенности элементов этой зоны детали. Такими элементами могут быть концентраторы напряжений, особенности схемы укладки волокон и т.д. Результатом этого шага является $S-N$ кривая для КПЭ. Она в отличие от $S-N$ кривой стандартных образцов учитывает конструктивно-технологические особенности критической зоны детали. Как и данные предыдущего этапа, эти данные нужны на этапе проектирования изделия.

На двух верхних уровнях проводятся испытания на усталость натурной детали или узла и испытания натурального изделия. Результатом этих исследований является окончательное подтверждение усталостной прочности.

В данной статье описан подход к обоснованию выбора формы конструктивно-подобных элементов и схемы их нагружения при испытаниях на усталость.

Обоснование выбора конструктивно-подобных элементов

Обоснование выбора конструктивно-подобных элементов критической зоны детали схематично представлено на рис. 2.

Первые два шага – построение конечно-элементной (КЭ) модели и модальный анализ конструкции, включающей в себя исследуемую деталь. Результатом этих двух шагов является набор собственных частот и собственных форм колебаний изучаемой конструкции.

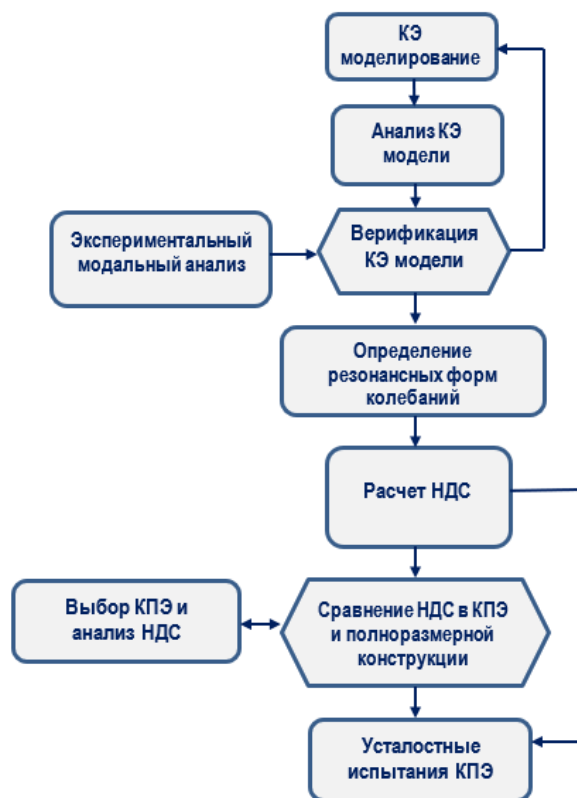


Рис. 2. Схема обоснования выбора конструктивно-подобных элементов

Верификация КЭ модели может быть проведена с использованием экспериментальных данных о собственных частотах и собственных формах конструкции. Эти данные могут быть получены одним из методов экспериментального модального анализа. Например, можно использовать метод сканирующей лазерной виброметрии [16]. Критерием совершенства КЭ модели может служить величина невязки [17]:

$$I = \sum_{i=1}^n \left(\frac{f_{ci} - f_{ei}}{f_{ei}} \right)^2, \quad (1)$$

где f_{ei} и f_{ci} – экспериментальные и расчетные значения n собственных частот, соответствующих одним и тем же собственным формам колебаний образца. При необходимости модель следует доработать, добиваясь снижения величины I .

На следующем этапе выявляются собственные формы колебаний, которые могут реализоваться при резонансе в процессе эксплуатации. Необходимо проанализировать возможные источники возбуждения колебаний. Для этих собственных форм рассчитывается напряженно-деформированное состояние (НДС) детали.

Конструктивно-подобный элемент проектируется для последующих испытаний на усталость. Необходимо выполнить два условия при выборе формы, размеров и нагрузки КПЭ.

Во-первых, форма и размеры КПЭ должны соответствовать требованиям, накладываемым испытательным оборудованием.

Во-вторых, распределение деформаций в натурной конструкции при потенциальных резонансных колебаниях и в КПЭ при усталостных испытаниях должны быть близкими. Для количественной оценки близости полей деформаций проводится расчетный модальный анализ КПЭ. Для собственной формы колебаний, которая реализуется при испытаниях на усталость, рассчитывается распределение деформаций. Например, для элементов оболочечного типа количественной мерой несоответствия для оценки выполнения упомянутого требования может быть безразмерный параметр:

$$\Delta = \int_0^1 \left(\frac{\varepsilon_{1f} - \varepsilon_{1s}}{\varepsilon_{1f}} \right)^2 d\xi, \quad (2)$$

где ε_{1f} – первые главные деформации в натурной детали, ε_{1s} – первые главные деформации в КПЭ, $\xi = x/L$, L – размер критической зоны детали в направлении оси x , совпадающей с направлением первых главных деформаций.

По результатам сравнения для снижения Δ может понадобиться корректировка формы и размеров КПЭ.

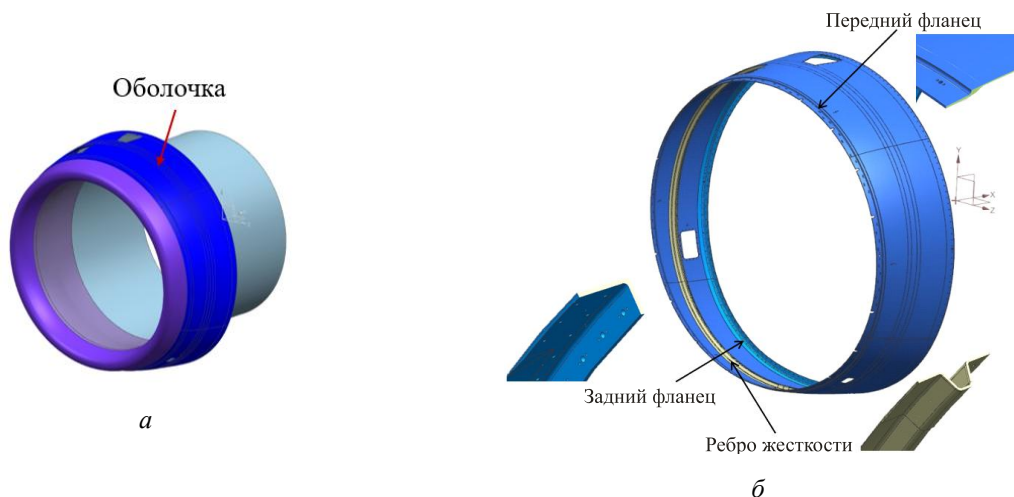


Рис. 3. Исследуемая конструкция (а) и углепластиковая оболочка (б)

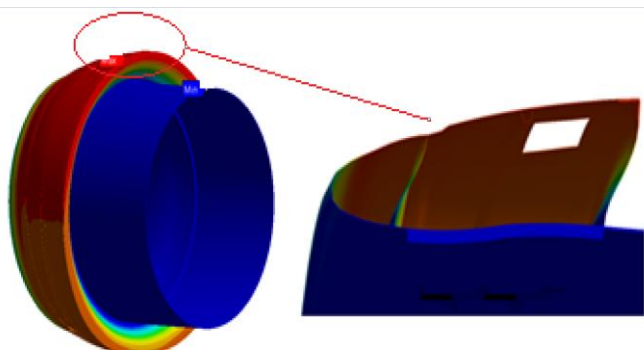


Рис. 4. Первая собственная форма колебаний узла (показано поле перемещений)

На последнем этапе проводятся усталостные испытания КПЭ для получения $S-N$ кривой. Эта кривая используется для оценки усталостной долговечности детали.

Пример реализации предложенного подхода к разработке конструктивно-подобных элементов

Применение ранее описанного подхода продемонстрировано ниже на примере типовой авиационной конструкции, представляющей собой сборную тонкостенную оболочку сложной формы (рис. 3, а). Она состоит из нескольких частей. Одной из них является углепластиковая оболочка (рис. 3, б), усталостную прочность которой необходимо исследовать.

Оболочка имеет характерные элементы: передний и задний фланцы, ребро жесткости.

Эти элементы определяют наличие критических зон с концентрацией напряжений. В связи с этим для подтверждения усталостной прочности детали недостаточно результатов испытаний стандартных образцов. Испытание на усталость натурной оболочки затруднено из-за ее больших размеров и необходимости применения дорогостоящего оборудования. Поэтому необходима разработка КПЭ и проведение их усталостных испытаний.

На первом этапе была разработана КЭ модель всего узла. Она состоит из элементов оболочечного типа. Выполнен расчетный модальный анализ и получены собственные частоты и собственные формы колебаний. Первая собственная форма колебаний показана на рис. 4.

Анализ возможных причин вибраций показал, что первая собственная форма колебаний может возникнуть в процессе резонансных вибраций при работе изделия. Имеется источник возбуждения колебаний с частотой, равной соответствующей собственной частоте. Для этой собственной формы колебаний рассчитано напряженно-деформированное состояние оболочки. На рис. 5

показано поле деформаций в полноразмерной оболочке при резонансных колебаниях с первой собственной формой. Показана первая главная деформация ε_1 . По результатам анализа полей деформаций подтвердилось наличие трех критических зон: зона в районе заднего (рис. 5, а), переднего (рис. 5, б) фланцев и ребра жесткости (рис. 5, в).

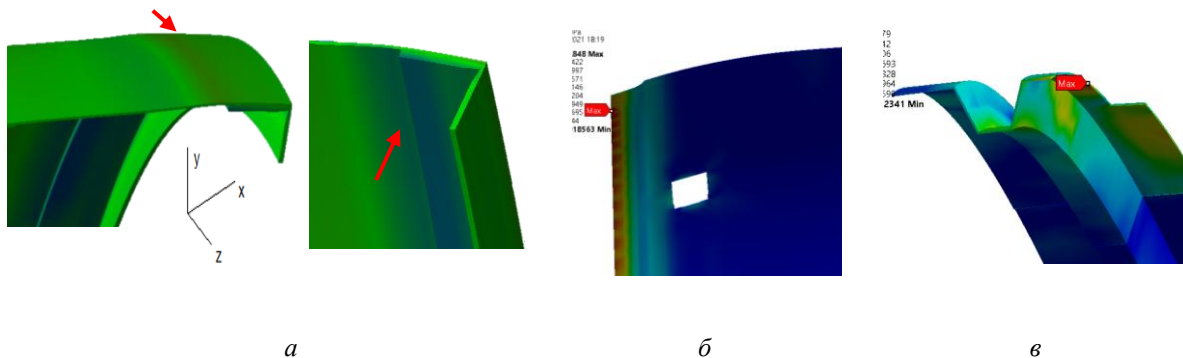


Рис. 5. Поле деформации ε_1 в полноразмерной оболочке при резонансных колебаниях по первой собственной форме; а, б, в – критические зоны

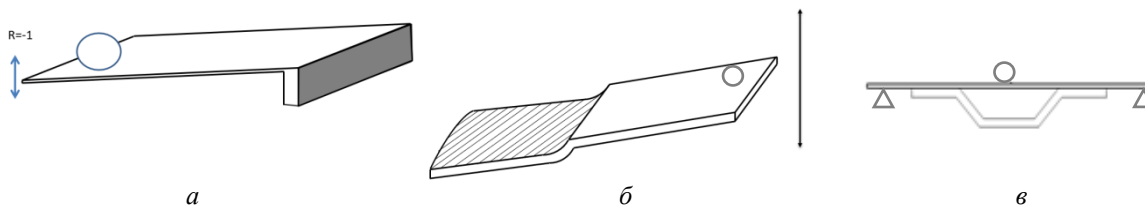


Рис. 6. Конструктивно-подобные элементы и схемы нагружения при испытании на усталость: КПЭ заднего фланца (а), КПЭ переднего фланца (б), КПЭ ребра (в)

Разработанные для усталостных испытаний на вибростенде КПЭ и схемы их нагружения представлены на рис. 6.

КПЭ заднего фланца (рис. 6, а) представляет собой прямоугольный фрагмент с фланцем, вырезанный из натурной оболочки по образующей. Таким образом, он включает критическую зону. Испытание на усталость КПЭ проводят на электродинамическом вибростенде ЛДС-850. КПЭ закреплен на столе вибростенда за задний фланец и нагружается силами инерции при резонансных колебаниях стола в вертикальном направлении. На свободный конец КПЭ крепится груз для увеличения нагрузки. Нагружение КПЭ вос-

производит деформацию изгиба в критической зоне.

КПЭ переднего фланца (рис. 6, б) представляет собой прямоугольный фрагмент, вырезанный по образующей из передней части натурной оболочки. КПЭ жестко крепится к столу вибростенда за заштрихованную поверхность и нагружается при испытаниях силами инерции.

КПЭ ребра (рис. 6, в) представляет собой прямоугольный фрагмент, вырезанный по образующей из средней части натурной оболочки с ребром жесткости. Он нагружается по схеме трехточечного изгиба силами инерции собственных масс и массы груза.

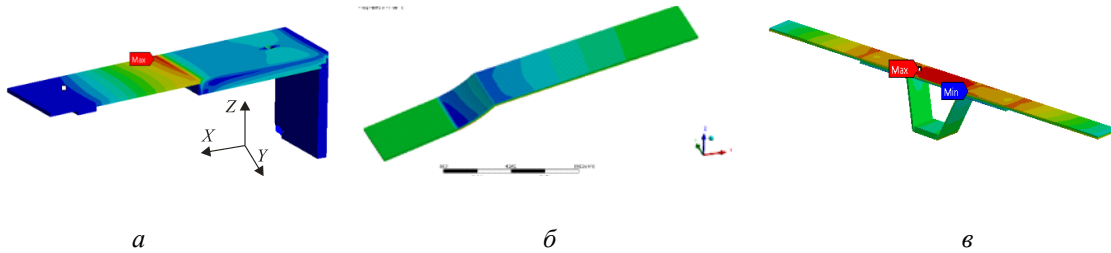


Рис. 7. Поля главных деформаций ε_1 в КПЭ при усталостных испытаниях: КПЭ заднего фланца (а), КПЭ переднего фланца (б), КПЭ ребра (в)

Выбор размеров КПЭ и массы груза является итерационной процедурой, в результате которой должны быть выполнены следующие требования:

а) минимальное несоответствие в распределении первых главных деформаций между КПЭ и натурной оболочкой;

б) возможность достижения инерционных сил, достаточных для усталостного разрушения КПЭ;

в) ограничение диапазона резонансной частоты колебаний КПЭ при испытаниях.

Выполнение требования (а) может быть количественно оценено в соответствии с соотношением (2) безразмерным параметром Δ .

Проверка выполнения требования (б) сводится к конечно-элементному расчету вынужденных колебаний КПЭ при испытаниях на вибростенде. Амплитуда резонансных колебаний рассчитывается в зависимости от виброускорения стола вибростенда и массы прикрепленного груза.

Диапазон резонансной частоты (требование (в)) может быть ограничен следующими соображениями. Нижняя граница диапазона определяется приемлемой продолжительностью испытания на усталость. Например, время испытаний одного образца на базе 10^7 циклов превышает 70 ч при частоте ниже 40 Гц. Верхняя граница диапазона ограничена саморазогревом образца до температуры, при которой меняются свойства материала. Как показал опыт подобных испытаний, для углепластика с эпоксидным связующим это не более 60 Гц.

Данная процедура проводилась применительно к рассматриваемым КПЭ. Расчетное поле распределения первых главных дефор-

маций в КПЭ при испытаниях на усталость показано на рис. 7. Область наибольших амплитуд деформации в КПЭ переднего фланца (рис. 7, а) расположена в месте сопряжения фланца с корпусом. Область наибольших амплитуд деформации в КПЭ с ребром жесткости (рис. 7, б) расположена в месте сопряжения ребра жесткости с корпусом. Область наибольших амплитуд деформации в КПЭ заднего фланца (рис. 7, в) расположена в месте резкого утолщения оболочки. Эти распределения соответствуют распределению деформаций в натурной оболочке.

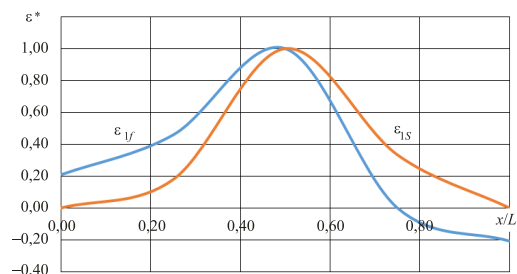


Рис. 8. Сравнение первых главных деформаций в натурной оболочке и КПЭ заднего фланца

На рис. 8, в качестве примера приведено, сравнение характера распределения по продольной оси оболочки первых главных деформаций в критической зоне заднего фланца натурной оболочки на резонансном эксплуатационном режиме ε_{1f} и в КПЭ при усталостных испытаниях на вибростенде ε_{1s} . По оси абсцисс отложено относительное расстояние от угла полки, по оси ординат – относительная деформация $\varepsilon^* = \varepsilon_{1s} / \varepsilon_{1f}$. Видно, что максимальные деформации при испытаниях возникают в той же зоне, что и при резонансном режиме при эксплуатации натурной детали.

Выводы

Усталостные испытания конструктивно-подобных элементов являются важным этапом в комплексе работ по предотвращению усталостных разрушений ответственных авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов. Выбор конструктивно-подобных элементов, схем нагружения, испытательного оборудования должен обеспечивать воспроизведение поля эксплуатационных деформаций, отсутствие недопустимого саморазогрева.

В работе предложена итерационная процедура обоснования выбора конструкции КПЭ и схемы нагружения. Она включает в себя модальный анализ исследуемой детали

или узла, выявление потенциальных резонансных режимов ее нагружения, расчет полей деформаций на этих режимах и определение критических с точки зрения усталостной прочности зон, выбор КПЭ и схемы нагружения при усталостных испытаниях в условиях резонансных колебаний, модальный анализ КПЭ и расчет полей его деформаций при испытаниях. Предложен безразмерный параметр для количественной оценки воспроизведения полей эксплуатационных деформаций при испытаниях КПЭ.

Реализация предложенного подхода к выбору КПЭ и схемы нагружения при испытаниях продемонстрирована на примере типовой авиационной конструкции.

Библиографический список

1. Келли А. Инженерный триумф углеволокон // Композиты и наноструктуры. – 2009. – №1. – С. 38–49.
2. Swolfs Y. Perspective for Fiber-Hybrid Composites in Wind Energy Applications // Materials. – 2017. – №10. – P. 1281.
3. Life-prediction for constant-stress fatigue in carbon-fibre composites / B. Harris, N. Gathercole, J.A. Lee, H. Reiter, T. Adam // Phil. Trans. R. Soc. Lond. A. – 1997. – Vol. 355. – P. 1259–1294.
4. The fatigue of carbon fibre reinforced plastics – A review / P. Alam, D. Mamalis, C. Robert, C. Floreani, C.M. Ó Brádaigh // Composites Part B: Engineering. – 2019. – Vol. 166. – P. 555–579.
5. Mandall J.F., Samborsky D.D., Cairns D.S. Fatigue of composite materials and substructures for wind turbine blades: Sandia report SAND 2002-0771. – Sandia National Laboratories, USA, 2002. – 279 p.
6. Jollivet T., Peyrac C., Lefebvre F. Damage of composite materials // Procedia Engineering. – 2013. – Vol. 66: Fatigue Design 2013, International Conference Proceedings. – P. 746–758.
7. Fatigue life evaluation for carbon/epoxy laminate composites under constant and variable block loading / P.N.B. Reis, J.A.M. Ferreira, J.D.M. Costa, M.O.W. Richardson // Composites Science and Technology. – 2009. – Vol. 69. – P. 154–160.
8. Degrieck J., Paepegem van W. Fatigue damage modelling of fibre-reinforced composite materials: review // Applied Mechanics Reviews. – 2001. – Vol. 54, iss. 4. – P. 279–300.
9. Strizhius V.E. Some laws of fatigue strength of airframe composite elements. // Composites and nanstructures. – 2016. – Vol. 8, № 4. – P. 265–271.
10. ASTM standard D 3479. Standard Test Method for Tension-Tension Fatigue of Polymer Matrix Composite Materials. – ASTM International, 2007. – 6 p.
11. Karimbaev T.D., Matiukhin D.V. On the assessment of fatigue strength of samples made of polymer composite materials // Mechanics of Composite Materials and Structures. – 2016. – Vol. 22, № 3. – P. 329–341.
12. Jenkins M.G., Labossiere P.E., Salem J.A. Cumulative damage mechanics: characterization, modeling and interpretation of progressive failure in ceramics and composites // ASME Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea, and Air. – 2004. – June 14–17. – Vol. 2. – P. 417–424. Vienna, Austria.
13. Identification of elastic parameters of laminated carbon fiber plates using experimental modal analysis / M.Sh. Nihamkin, S.V. Semenov, V.V. Silberschmidt, D.G. Solomonov // ARPN Journal of Engineering and Applied Sciences. – 2019. – Vol. 14, № 12. – P. 2279–2285.
14. Nihamkin M.Sh., Solomonov D.G. Change of the elastic characteristics of a fiber-reinforced laminate as a result of progressive fatigue damage // Solid State Phenomena. – 2021. – Vol. 316. – P. 955–960.
15. Nihamkin M.S., Solomonov D.G., Voronkov A.A. Experimental study of fatigue damage accumulation in laminated carbon reinforced fiber plastics // Journal of Physics: Conference Series 22. «XXII Winter School on Continuous Media Mechanics, WSCMM 2021». – 2021. – P. 012040.

16. Nikhamkin M.S., Semenov S.V., Solomonov D.G. Application of experimental modal analysis for identification of laminated carbon fiber-reinforced plastics model parameters // *Lecture Notes in Mechanical Engineering V. 0.* – 2019. – Iss. 9783319956299. – P. 487–497.

17. Нихамкин М.Ш., Соломонов Д.Г., Зильбершмидт В.В. Идентификация характеристик упругости композита по экспериментальным данным о модальных характеристиках образцов // *Вестник Перм. нац. исслед. политехн. ун-та. – Механика.* – 2019. – № 1. – С. 108–120.

18. Shiri S., Yazdani M., Pourgol-Mohammad M. A fatigue damage accumulation model based on stiffness degradation of composite materials // *Materials and Design.* – 2015. – Vol. 88. – P. 1290–1295.

19. Michela S.A., Kieselbach R., Martens H.J. Fatigue strength of carbon fibre composites up to the gigacycle regime (gigacycle-composites) // *International Journal of Fatigue.* – 2006. – Vol. 28. P. 261–270.

20. Paeppegem W. van, Baere I. de, E. Lamkanfi, J. Degrieck / Poisson's ratio as a sensitive indicator of (fatigue) damage in fibre-reinforced plastics // *Fatigue Fract. Engng. Mater. Struct.* – 2007. – Vol. 30. – P. 269–276.

21. Derewonko A., Gieleta R. Carbon-epoxy composite fatigue strength– experiment and FEM numerical estimation // *Journal of KONES Powertrain and Transport.* – 2012. – Vol. 19. – № 3. – P. 103–110.

References

1. Kelly A. The engineering triumph of carbon fiber. *Composites and nanostructures*, 2009, №1, pp. 38-49.
2. Swolfs Y. Perspective for Fiber-Hybrid Composites in Wind Energy Applications. *Materials*, 2017, no. 10, pp. 1281.
3. Harris B., Gathercole N., Lee J.A., Reiter H., Adam T. Life-prediction for constant-stress fatigue in carbon-fibre composites. *Phil. Trans. R. Soc. Lond. A* – 355, 1997. – P. 1259-1294.
4. Alam P., Mamalis D., Robert C., Floreani C., Ó Brádaigh C. M. The fatigue of carbon fibre reinforced plastics – A review. *Composites Part B: Engineering?* 2019, Vol. 166. – P. 555-579.
5. Mandall J.F., Samborsky D.D., Cairns D.S. Fatigue of composite materials and substructures for wind turbine blades: Sandia report SAND 2002-0771. Sandia National Laboratories, USA, 2002, 279 p.
6. Jollivet T., Peyrac C., Lefebvre F. Damage of composite materials. *Procedia Engineering*, 2013, vol. 66: Fatigue Design 2013, International Conference Proceedings, pp. 746-758.
7. Reis P.N.B., Ferreira J.A.M., Costa J.D.M., Richardson M.O.W. Fatigue life evaluation for carbon/epoxy laminate composites under constant and variable block loading. *Composites Science and Technology*, 2009, vol. 69. – P. 154-160.
8. Degrieck J., Paeppegem van W. Fatigue damage modelling of fibre-reinforced composite materials: review. *Applied Mechanics Reviews*, 2001, vol. 54, iss. 4, pp. 279-300.
9. Strizhius V.E. Some laws of fatigue strength of airframe composite elements. *Composites and nanjsructures*, 2016, vol. 8, no. 4, pp. 265-271.
10. ASTM standard D 3479. Standard Test Method for Tension-Tension Fatigue of Polymer Matrix Composite Materials. ASTM International, 2007. 6 p.
11. Karimbaev T.D., Matiukhin D.V. On the assessment of fatigue strength of samples made of polymer composite materials. *Mechanics of Composite Materials and Structures*, 2016, vol. 22, no. 3, pp. 329-341.
12. Jenkins M.G., Labossiere P.E., Salem J.A. Cumulative damage mechanics: characterization, modeling and interpretation of progressive failure in ceramics and composites. *ASME Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea, and Air*, 2004, June 14–17, vol. 2, pp. 417-424.
13. Nikhamkin M.Sh., Sememnov S.V., Silberschmidt V.V., Solomonov D. G. Identification of elastic parameters of laminated carbon fiber plates using experimental modal analysis. *ARPJ Journal of Engineering and Applied Sciences*, 2019, vol. 14, no. 12, pp. 2279-2285.
14. Nikhamkin M.Sh., Solomonov D.G. Change of the elastic characteristics of a fiber-reinforced laminate as a result of progressive fatigue damage. *Solid State Phenomena*, 2021, vol. 316, pp. 955-960.
15. Nihamkin M.S., Solomonov D.G., Voronkov A.A. Experimental study of fatigue damage accumulation in laminated carbon reinforced fiber plastics. *Journal of Physics: Conference Series 22. XXII Winter School on Continuous Media Mechanics, WSCMM 2021*, 2021, pp. 012040.
16. Nikhamkin M.S., Semenov S.V., Solomonov D.G. Application of experimental modal analysis for identification of laminated carbon fiber-reinforced plastics model parameters. *Lecture Notes in Mechanical Engineering V. 0*, 2019, iss. 9783319956299, pp. 487-497.
17. Nikhamkin M.Sh., Solomonov D.G., Silberschmidt V.V. Identification of elastic parameters of composite using experimental data on modal characteristics of samples. *PNRPU Mechanics Bulletin*, 2019, no. 1, pp. 108-120.

18. Shiri S., Yazdani M., Pourgol-Mohammad M. A fatigue damage accumulation model based on stiffness degradation of composite materials. *Materials and Design*, 2015, vol. 88, pp. 1290–1295.

19. Michela S.A., Kieselbach R., Martens H.J. Fatigue strength of carbon fibre composites up to the gigacycle regime (gigacycle-composites). *International Journal of Fatigue*, 2006, vol. 28, pp. 261–270.

20. Paeppegem W. van, Baere I. de, Lamkanfi E. Degrieck J. Poisson's ratio as a sensitive indicator of (fatigue) damage in fibre-reinforced plastics. *Fatigue Fract. Engng. Mater. Struct.*, 2007, vol. 30, pp. 269-276.

21. Derewonko A., Gieleta R. Carbon-epoxy composite fatigue strength– experiment and FEM numerical estimation. *Journal of KONES Powertrain and Transport*, 2012. vol. 19, no. 3, pp. 103-110.

Сведения об авторах

Соломонов Данил Глебович – учебный мастер кафедры «Авиационные двигатели», Пермский национальный исследовательский политехнический университет (Пермь, 614990, Комсомольский пр., 29), e-mail: solomonov1198@yandex.ru.

Нихамкин Михаил Шмерович (Пермь, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры «Авиационные двигатели», Пермский национальный исследовательский политехнический университет (Пермь, 614990, Комсомольский пр., 29), e-mail: nikhamkin@mail.ru.

Торопицина Анна Владимировна – заместитель начальника отдела АО «ОДК-Авиадвигатель» (Пермь, 614000, Комсомольский пр., 93), e-mail: toropitsina@avid.ru.

About the authors

Danil G. Solomonov (Perm, Russian Federation) – training master, Perm National Research Polytechnic University (93, Komsomolsky Av., 614990, Perm), e-mail: solomonov1198@yandex.ru.

Mikhail Sh. Nikhamkin (Perm, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Aircraft Engines, Perm National Research Polytechnic University (93, Komsomolsky Av., 614990, Perm), e-mail: nikhamkin@mail.ru.

Anna V. Toropitsina (Perm, Russian Federation) – Deputy Head of Department of JSC UEC-Aviadvigatel (93, Komsomolsky av., 614000, Perm), e-mail: toropitsina@avid.ru.

Финансирование. Исследование частично поддержано Российским научным фондом (грант № 21-79-30041).

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Вклад авторов. Все авторы сделали равный вклад в подготовку публикации.

Поступила: 01.06.2022

Одобрена: 03.06.2022

Принята к публикации: 04.08.2022

Просьба ссылаться на эту статью в русскоязычных источниках следующим образом: Соломонов, Д.Г. Выбор конструктивно-подобных элементов для испытаний на усталость авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов / Д.Г. Соломонов, М.Ш. Нихамкин, А.В. Торопицина // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2022. – № 69. – С. 62–70. DOI: 10.15593/2224-9982/2022.69.07

Please cite this article in English as: Solomonov D.G., Nikhamkin M.Sh., Toropitsina A.V. A choose of structurally-similar samples for fatigue testing of polymer composite aviation structures. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2022, no. 68, pp. 62-70. DOI: 10.15593/2224-9982/2022.69.07