

УДК 620.17

DOI: 10.15593/2224-9982/2023.74.03

Д.Г. Соломонов

Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

ЗАКОНОМЕРНОСТИ ТЕПЛООВОГО ПОВЕДЕНИЯ Г-ОБРАЗНЫХ ФЛАНЦЕВ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ ЦИКЛИЧЕСКОМ НАГРУЖЕНИИ

В современной аэрокосмической технике, в том числе в авиационном двигателестроении, широкое применение получают полимерные композиционные материалы. Активное внедрение таких материалов обусловлено сопоставимой с металлами прочностью при значительно меньшей плотности, что особенно важно в аэрокосмической отрасли. Полимерные композиционные материалы используются в ответственных изделиях, которые могут быть подвержены усталостному разрушению. Проектирование изделий из слоистых полимерных композиционных материалов подразумевает возможность выбора укладки слоев, каждая новая комбинация этих слоев требует проведение различных дорогостоящих прочностных исследований, в том числе усталостных испытаний.

В статье представлены результаты экспериментального исследования закономерностей теплового поведения Г-образных фланцев типовой авиационной конструкции из полимерных композиционных материалов на разных этапах усталостного разрушения. Исследование теплового состояния изделия на разных этапах усталостного разрушения является важным этапом изучения характеристик усталости. Актуальность подобной методики обоснована необходимостью снижения стоимости испытаний по сравнению с дорогостоящими классическими методиками.

По результатам исследований было выявлено два вида разрушений. Основным типом разрушения является расслоение между элементом корпуса и элементом фланца. В некоторых образцах на разных этапах усталостного разрушения появлялись трещины-расслоения в элементе Г-образного фланца.

В процессе испытаний было определено, что во время усталостного разрушения на определенных значениях наработки наблюдается стабилизация процесса тепловыделения. Выявлено смещение зоны нагрева в сторону заделки с усталостной наработкой, что говорит о развитии разрушений в этой области. Полученные результаты говорят о том, что зона разогрева образца соответствует положению вершины усталостной трещины и смещается вдоль образца в процессе увеличения расслоения.

Ключевые слова: полимерные композиционные материалы, слоистый углепластик, фланцевое соединение, многоцикловая усталость, накопление повреждений, термография, кривая усталости, экспериментальная механика, термография, усталостное разрушение.

D.G. Solomonov

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

PATTERNS OF THERMAL BEHAVIOR OF L-SHAPED FLANGES MADE OF POLYMER COMPOSITE MATERIALS UNDER CYCLIC LOADING

In modern aerospace technology, including aircraft engine construction, polymer composite materials are widely used. The active introduction of such materials is due to strength comparable to metals at a significantly lower density, which is especially important in the aerospace industry. PCMs are used in critical products that may be subject to fatigue failure. Designing products from layered polymer composite materials implies the possibility of choosing the laying of layers. Each new combination of these layers requires various expensive strength studies, including fatigue tests.

The article presents the results of an experimental study of the patterns of thermal behavior of L-shaped flanges of a typical aircraft structure made of polymer composite materials at different stages of fatigue failure. The study of the thermal state of a product at different stages of fatigue failure is an important stage in the study of fatigue characteristics. The relevance of such a technique is justified by the need to reduce the cost of testing compared to expensive classical techniques.

According to the results of the research, two types of destruction were identified. The main type of failure is delamination between the body element and the flange element. In some samples, cracks appeared in the L-shaped flange element at different stages of fatigue failure.

It was determined that during fatigue failure, at certain operating times, stabilization of the heat release process is observed. A shift of the heating zone towards the embedment with fatigue life was revealed, which indicates the development of damage in this area. The results obtained indicate that the heating zone of the sample corresponds to the position of the fatigue crack tip and it is displaced along the sample in the process of increasing delamination.

Keywords: polymer composite materials, laminated carbon fiber, flange, high-cycle fatigue, damage accumulation, thermography, fatigue curve, experimental mechanics, thermography, fatigue failure.

В авиадвигателестроении широкое применение нашли новые полимерные композиционные материалы (ПКМ) на основе углепластика. Активное внедрение таких материалов обусловлено сопоставимой с металлами прочностью при значительно меньшей плотности, что особенно важно в аэрокосмической отрасли. Слоистые углепластики используются в конструкции крыла самолета, фюзеляжа, корпусных элементов двигателя, лопаток и др. [1–4]. В настоящий момент такие материалы начинают использовать в ответственных изделиях и узлах двигателя, таких как лопатки, корпуса и мн. др. [5–7].

Проектирование изделий из слоистых ПКМ подразумевает возможность выбора укладки слоев, каждая новая комбинация этих слоев требует проведения различных дорогостоящих прочностных исследований, в том числе усталостных испытаний [8–18]. Применение новых материалов в высоконагруженных конструкциях требует наличия данных о характеристиках усталости. Авторами работ [19–22] были проведены исследования напряженно-деформированного состояния отдельных типовых конструкций. Изделия, работающие в условиях усталости, подвержены саморазогреву. Это явление связано с тем, что при циклическом нагружении появляются и развиваются микрповреждения в матрице, армирующих волокнах и на границе между ними. Саморазогрев также может быть вызван при появлении трещин вследствие трения ее берегов. В работах [23, 24] представлены исследования тепловыделения в стандартных образцах на разных этапах усталостного разрушения. В этих исследованиях описано, что тепловое состояние при циклических испытаниях отражает накопление усталостных повреждений. Авторами предложена методика ускоренного определения характеристик усталости на основе исследования поведения стандартных образцов. В связи с этим исследование теплового состояния Г-образных фланцев из ПКМ в процессе усталостного разрушения является необходимым.

Эта работа является актуальной, так как информация о тепловом состоянии представляет интерес для понимания закономерностей накопления и развития усталостных повреждений. Целью настоящей работы является экспериментальное исследование закономерностей теплового состояния Г-образных фланцев из ПКМ при циклическом нагружении.

Объект исследования

Объектом исследования является Г-образный фланец (рис. 1) критической зоны типовой авиационной конструкции. Выбор объекта исследования был проведен на основании анализа конечно-элементного расчета напряженно-деформированного состояния типовой авиационной конструкции. Процесс выбора и обоснования формы образца описан в работе [25].

Образцы были вырезаны из полноразмерной авиационной конструкции. Исследуемый фланец состоит из двух частей, склеенных между собой и дополнительно скрепленных с помощью болтового соединения (рис. 1). Один из двух составных элементов фланца представляет собой элемент корпуса типовой авиационной конструкции, выполненный из однонаправленного слоистого углепластика. Второй элемент является частью фланца типовой авиационной конструкции, выполненного из тканого слоистого углепластика.

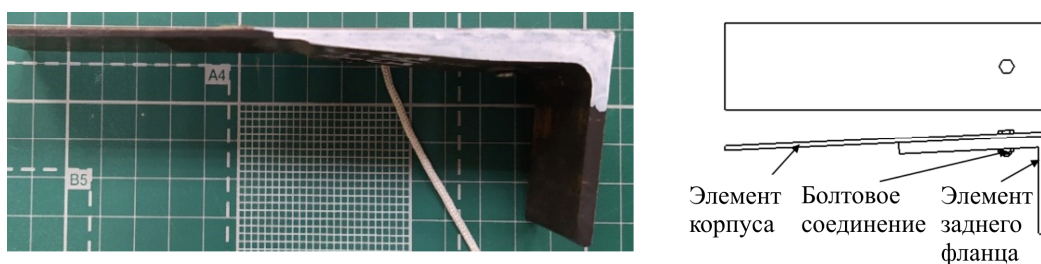


Рис. 1. Г-образный фланец

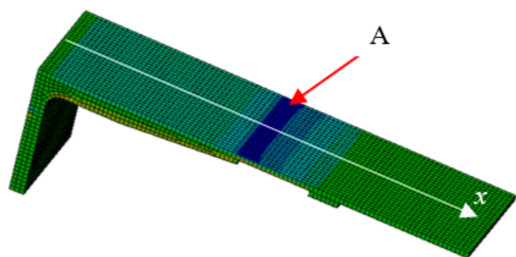


Рис. 2. Амплитуда интенсивности деформаций на поверхности фланца

(зона А рис. 2). В этой области будет располагаться тензодатчик для определения амплитуды начальных деформаций.

Перед началом испытаний был проведен гармонический анализ исследуемого образца методом конечных элементов (рис. 2). В математической модели были заданы граничные условия, соответствующие условиям испытаний. Частота возбуждающей силы соответствовала первой изгибной собственной частоте колебаний образца в заделке. В КЭ модели использовались элементы типа SOLID. По полученным результатам расчета выявлена зона наибольших деформаций

Методика эксперимента

Испытания исследуемых образцов проводились на вибростенде при резонансных колебаниях по первой изгибной форме. В процессе испытаний резонанс поддерживался автоматически. Частота колебаний в начале испытаний для всех испытанных образцов находилась в диапазоне от 70 до 80 Гц. Образцы закреплялись консольно. Общий вид исследуемого образца в оснастке представлен на рис. 3, а. Схема испытательной установки представлена на рис. 3, б. На свободном конце образца расположен груз. Масса груза подбиралась таким образом, чтобы при получаемой нагрузке обеспечить оптимальную продолжительность испытаний. В процессе исследования было испытано три образца (таблица) при различных уровнях амплитуды начальных деформаций.

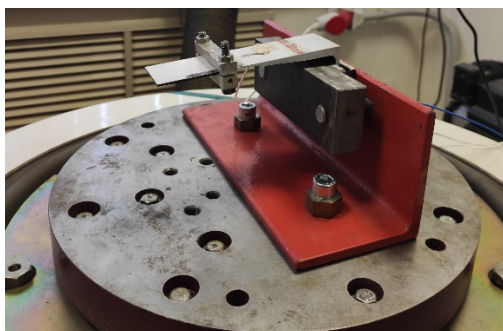
Основные характеристики исследуемых образцов

Образец	А	Б	В
$\varepsilon / \varepsilon_{ст}$	0,23	0,15	0,15

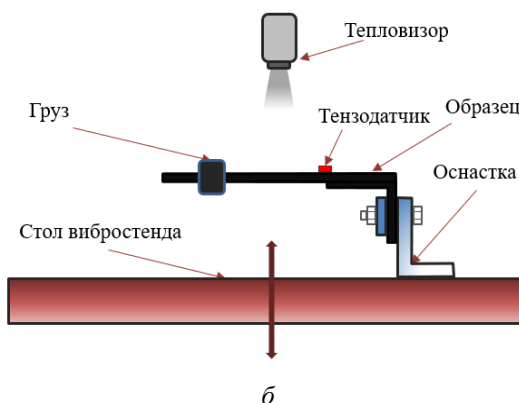
Примечание: ε – амплитуда начальных деформаций, $\varepsilon_{ст}$ – предельное значение деформации при статических испытаниях материала.

Для определения начальной амплитуды деформации на верхней поверхности образца расположен тензодатчик, который находится в зоне наибольших деформаций, как было описано ранее.

Для контроля теплового состояния образца над исследуемым образцом находится тепловизор. Он расположен таким образом, чтобы получать поле распределения температуры на верхней поверхности Г-образного фланца. Точность измерения температуры составляет 0,01 °С.



а



б

Рис. 3. Общий вид образца в оснастке (а), схема нагружения образца (б)

Результаты

В процессе усталостных испытаний было выявлено несколько этапов разрушения. На начальном этапе усталостного разрушения развивается расслоение в зоне 1 (рис. 4) между элементами корпуса и фланца в образце. На финальной стадии усталостного разрушения образуется расслоение в зоне 3, аналогичное зоне 1. На промежуточных этапах испытаний наблюдалось появление трещин в зоне 2 (расслоение в элементе фланца).

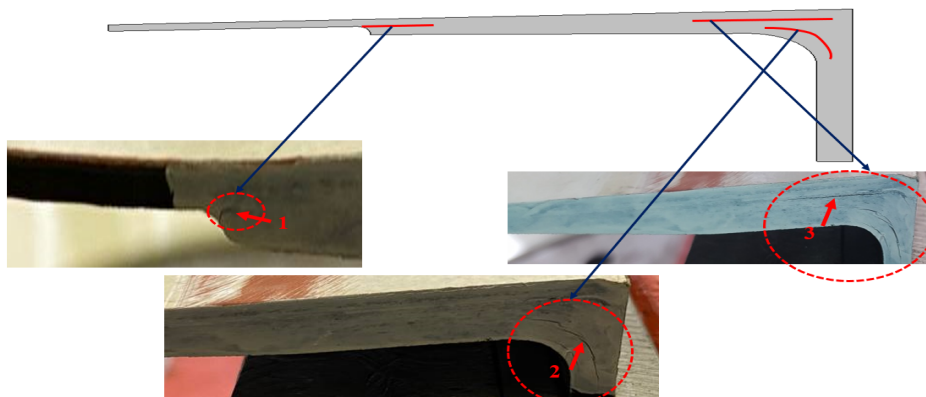


Рис. 4. Характерные повреждения Г-образных фланцев в процессе усталостного разрушения

В результате контроля теплового состояния образцов были получены поля температур на разных этапах усталостного разрушения. График возрастания среднего приращения температуры (ΔT) в зоне разогрева исследуемых образцов представлен на рис. 5. Полученные зависимости показывают, что для образцов, испытанных на меньших нагрузках, характерен менее интенсивный нагрев. Кроме того, при различных уровнях нагрузки на разных этапах усталостного разрушения наблюдается стабилизация роста тепловыделения в образцах (перестает расти температура). На рис. 6 представлены полученные термограммы для образца А на разных этапах усталостного разрушения. Из полученных термограмм видно, что разрушение образца начало развиваться в месте начала утолщения образца со стороны груза (зона 1 рис. 6). По полученным результатам видно, что с усталостной наработкой зона нагрева увеличивается и смещается в сторону заделки.

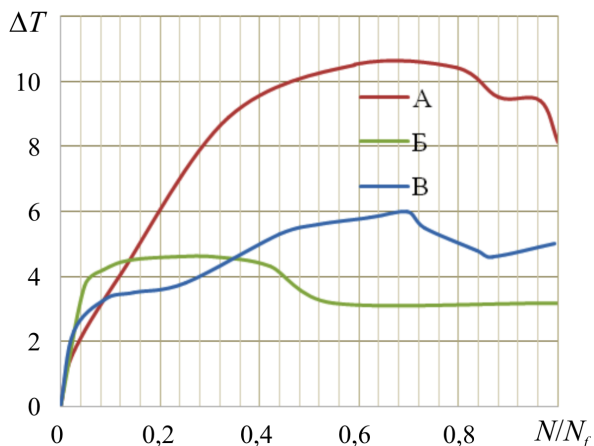


Рис. 5. Изменение температуры образцов А, Б и В в зоне разогрева с усталостной наработкой

На разных этапах усталостных испытаний были получены распределения температур по длине образца (рис. 7). По полученным результатам для образца А видно, что при усталостном нагружении до $N/N_f = 0,59$ наблюдался рост температуры в зоне нагрева и незначительное увеличение ее площади. На следующих этапах испытания наблюдалось снижение температуры и значительное увеличение площади нагрева. Аналогичный характер изменения теплового состояния наблюдался для образца В. Для образца Б в процессе усталостных испытаний наблюдался постоянный рост температуры и смещение зоны нагрева в сторону заделки. Кроме того, в этом образце наблюдалась вторая зона нагрева в зоне ближе к заделке. В этой области температура изменялась с усталостной наработкой незначительно. Такая зона нагрева говорит о вероятном наличии изначальных внутренних дефектов в элементе фланца, который может проявляться на разных этапах усталостного разрушения (зона 2 рис. 4).

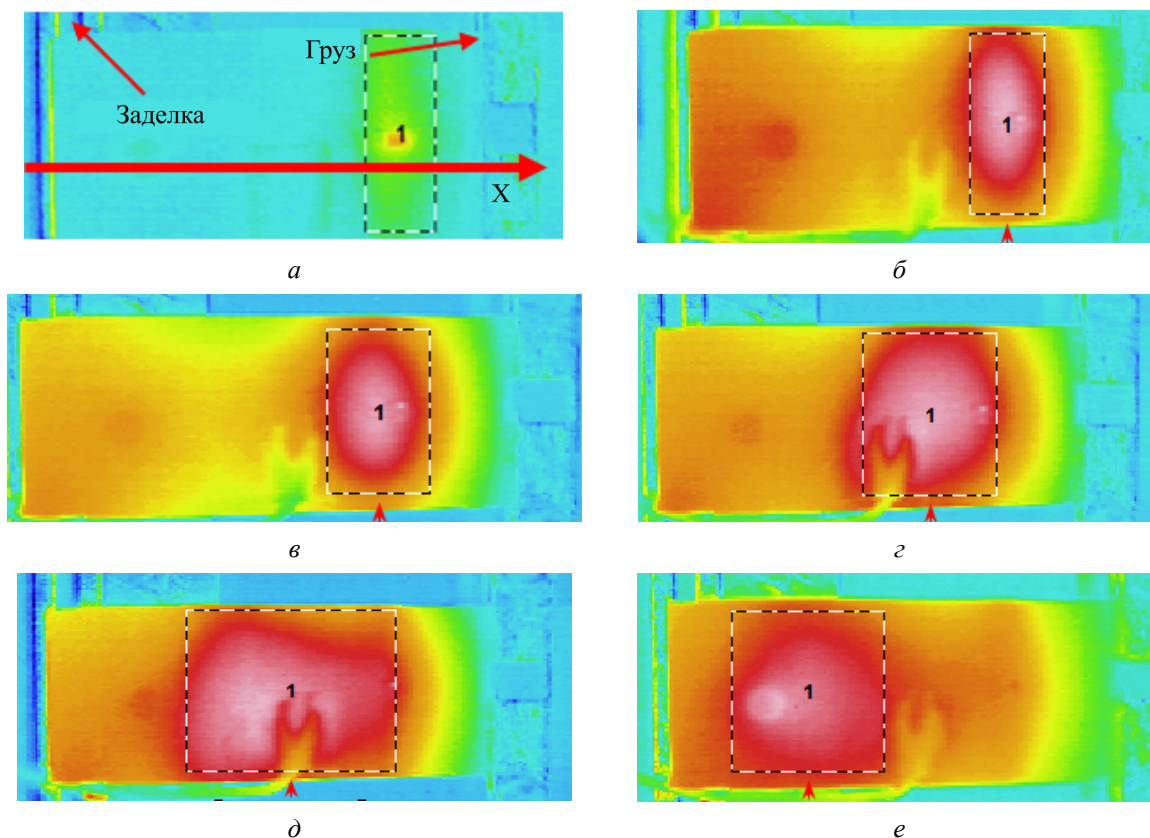


Рис. 6. Эволюция поля температуры ΔT на поверхности образца А при различных значениях относительной усталостной наработки N/N_f : а – $N/N_f = 0,025$; $\Delta T_{\max} = 4,1^\circ\text{C}$; $\Delta T_{\text{cp}} = 1,6^\circ\text{C}$; б – $N/N_f = 0,24$; $\Delta T_{\max} = 11,3^\circ\text{C}$; $\Delta T_{\text{cp}} = 8,9^\circ\text{C}$; в – $N/N_f = 0,59$; $\Delta T_{\max} = 13,7^\circ\text{C}$; $\Delta T_{\text{cp}} = 10,5^\circ\text{C}$; г – $N/N_f = 0,8$; $\Delta T_{\max} = 12,8^\circ\text{C}$; $\Delta T_{\text{cp}} = 9,4^\circ\text{C}$; д – $N/N_f = 0,88$; $\Delta T_{\max} = 11,7^\circ\text{C}$; $\Delta T_{\text{cp}} = 9,5^\circ\text{C}$; е – $N/N_f = 0,96$; $\Delta T_{\max} = 12^\circ\text{C}$; $\Delta T_{\text{cp}} = 9,4^\circ\text{C}$

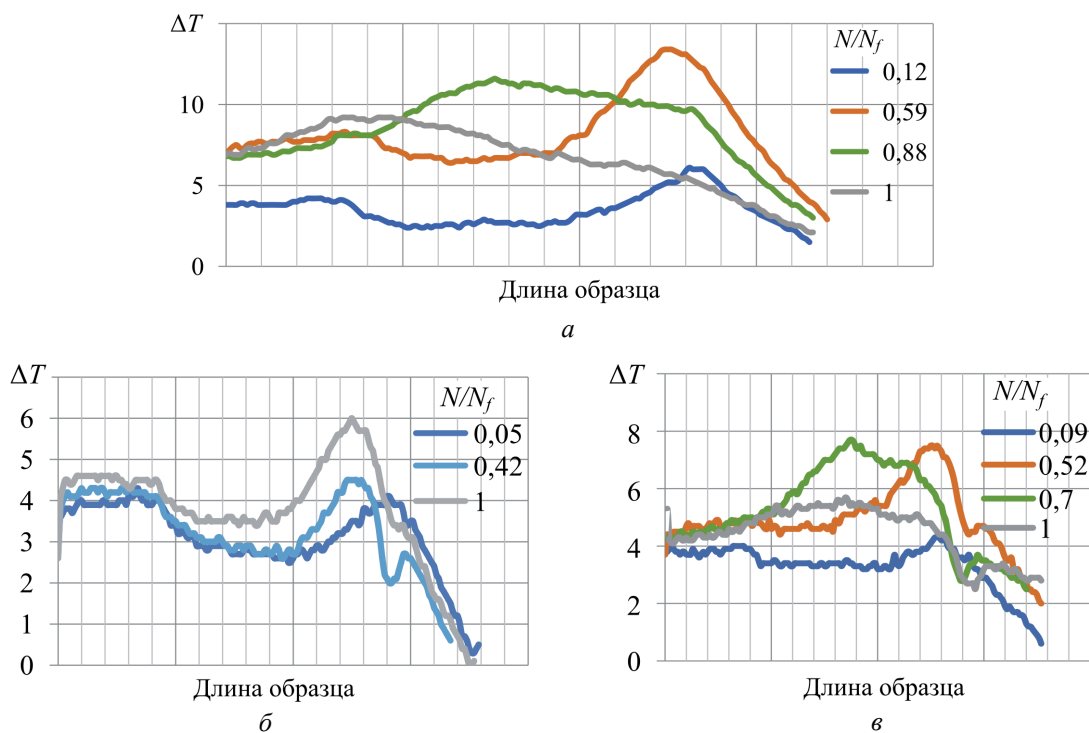


Рис. 7. Распределение температуры по длине образца на разных этапах усталостного разрушения для образцов А, Б и В: а – образец А; б – образец Б; в – образец В

В процессе усталостных испытаний проводился контроль резонансной частоты колебаний. По результатам исследований построен график зависимости резонансной частоты, совпадающей с собственной частотой колебаний, от относительной усталостной наработки (рис. 8), на этом графике также представлена зависимость средней температуры образца А от относительной усталостной наработки:

f – резонансная частота колебаний

f_0 – резонансная частота на начальном этапе испытания;

$\Delta T_{\text{ср}}$ – среднее приращение температуры в зоне разогрева;

$\Delta T_{\text{ср.макс}}$ – максимальное среднее приращение температуры в зоне разогрева.

По полученному графику видно, что при относительной усталостной наработке $N/N_f = 0,8$ наблюдается снижение средней температуры образца, что соответствует моменту начала скачкообразного снижения резонансной частоты колебаний. Такое изменение резонансной частоты колебаний вызвано падением жесткости образца вследствие его усталостного разрушения.

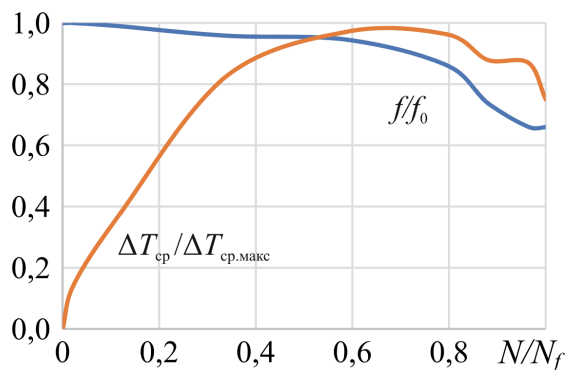


Рис. 8. Зависимость резонансной частоты колебаний и изменения средней температуры от относительной усталостной наработки образца А

Заключение

Исследование теплового состояния изделия на разных этапах усталостного разрушения является важным этапом изучения характеристик усталости. В представленной работе было проведено экспериментальное исследование закономерностей теплового состояния Г-образных фланцев из ПКМ при усталостном разрушении.

По результатам исследований было выявлено два вида разрушений. Основным типом разрушения является расслоение между элементом корпуса и элементом фланца. В некоторых образцах на разных этапах усталостного разрушения появлялись трещины в элементе фланца, что может говорить о наличии дефектов, возникших в процессе изготовления образцов.

В процессе испытаний было определено, что при заданной нагрузке на определенных значениях наработки наблюдается стабилизация процесса тепловыделения, рост температуры образцов стабилизируется. По полученным результатам видно, что на начальных этапах усталостного разрушения расположение зоны саморазогрева соответствует положению зоны наибольшей деформации, которая была получена расчетным путем. Выявлено смещение зоны нагрева с усталостной наработкой в сторону заделки, что говорит о развитии разрушений в этой области. Полученные результаты подтвердили, что для наиболее нагруженных образцов соответствует наибольшее тепловыделение. Эти результаты говорят о том, что зона разогрева образца соответствует положению вершины усталостной трещины (расслоения) и смещается вдоль образца в процессе увеличения расслоения. Обнаружено, что температура в зоне саморазогрева начинает снижаться во время скачкообразного падения резонансной частоты, связанной со снижением жесткости образца. Результаты испытаний подтверждают, что тепловое состояние при циклических испытаниях отражает накопление усталостных повреждений.

Библиографический список

1. Келли А. Инженерный триумф углеволокон // Композиты и наноструктуры. – 2009. – № 1. – С. 38–49.
2. Каблов Е.Н. ВИАМ: материалы нового поколения для ПД-14 // Крылья Родины. – 2019. – № 7–8. – С. 54–58.

3. Иноземцев А.А., Нихамкин М.Ш., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. – М.: Машиностроение, 2008. – Т. 2. – 368 с.
4. Колобков А.С. Полимерные композиционные материалы для различных конструкций авиационной техники (обзор) // Труды ВИАМ. – 2020. – № 6–7 (89). – С. 38–44.
5. Каримбаев Т.Д., Луппов А.А., Афанасьев Д.В. Рабочие лопатки вентиляторов из углепластика для перспективных двигателей. Достижения и проблемы // Двигатель. – 2011. – № 6 (78). – С. 2–7.
6. Исследование НДС и оценка прочности композитной лопатки спрямляющего аппарата авиационного двигателя / М.А. Гринев, А.Н. Аношкин, П.В. Писарев, В.Ю. Зуйко, Г.С. Шипунов // Вестник ПНИПУ. Механика. – 2015. – № 4. – С. 293–307.
7. Guseinov K., Kudryavtsev O.A., Sapozhnikov S.B. Effectiveness of 2-D and 3-D modelling of dovetail joint of composite fan blade for choosing rational reinforcement schemes // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2021. – № 1. – С. 5–11.
8. Nikhamkin M.S., Solomonov D.G. Change of the elastic characteristics of a fiber-reinforced laminate as a result of progressive fatigue damage // Solid State Phenomena. – 2021. – Т. 316. – С. 955–960.
9. 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. – IOP Publishing, 2021. – Vol. 1945, № 1. – P. 012040.
10. Нихамкин М.Ш., Соломонов Д.Г., Зильбершмидт В.В. Идентификация характеристик упругости композита по экспериментальным данным о модальных характеристиках образцов // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2019. – № 1. – С. 110–122.
11. Nikhamkin M.S., Solomonov D.G. Degradation of elastic characteristics of the CFRP used in the design of a gas turbine engine as a result of high-cycle fatigue damage // Journal of Physics: Conference Series. – IOP Publishing, 2021. – Vol. 1891, № 1. – P. 012033.
12. Стрижиус В.Е. Некоторые закономерности усталостного разрушения элементов композитных авиаконструкций // Композиты и наноструктуры. – 2016. – Т. 8, № 4. – С. 265–271.
13. Каримбаев Т.Д. Оценка усталостной долговечности изделий из композиционных материалов // Авиационные двигатели. – 2020. – № 4. – С. 75–93.
14. The fatigue of carbon fibre reinforced plastics-A review / P. Alam [et al.] // Composites Part B: Engineering. – 2019. – Vol. 166. – P. 555–579.
15. Degrieck and J., Van Paeppegem W. Fatigue damage modeling of fibre-reinforced composite materials // Appl. Mech. Rev. – 2001. – Vol. 54, № 4. – P. 279–300.
16. Sevenois R.D. B., Van Paeppegem W. Fatigue damage modeling techniques for textile composites: review and comparison with unidirectional composite modeling techniques // Applied mechanics reviews. – 2015. – Vol. 67, № 2. – P. 020802.
17. Abrate S. Matrix cracking in laminated composites: a review // Composites engineering. – 1991. – Vol. 1, № 6. – P. 337–353.
18. Kulkarni P.V., Sawant P.J., Kulkarni V.V. Fatigue life prediction and modal analysis of carbon fiber reinforced composites // Advances in Materials and Processing Technologies. – 2018. – Vol. 4, № 4. – P. 651–659.
19. Wang Y., Soutis C. A finite element and experimental analysis of composite T-joints used in wind turbine blades // Applied Composite Materials. – 2018. – Vol. 25. – P. 953–964.
20. Testing and analysis of a highly loaded composite flange / N.E. Jansson et al. // ECCM13: 13th European Conference on Composite Materials. – 2008. – 8 p.
21. Расчет НДС и оценка прочности композитного фланца стеклопластикового кожуха авиационного газотурбинного двигателя / А.Н. Аношкин и др. // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2011. – Т. 15, № 1 (41). – С. 67–75.
22. Расчет напряженно-деформированного состояния фланца из полимерных композиционных материалов с дефектом в виде расслоения / А.Н. Аношкин и др. // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2015. – № 4 (43). – С. 116–130.
23. La Rosa G., Risitano A. Thermographic methodology for rapid determination of the fatigue limit of materials and mechanical components // International journal of fatigue. – 2000. – Т. 22, № 1. – С. 65–73.
24. Investigation of self-heating and life prediction in CFRP laminates under cyclic shear loading condition based on the infrared thermographic data / J. Huang et al. // Engineering Fracture Mechanics. – 2020. – Vol. 229. – P. 106971.
25. Соломонов Д.Г., Нихамкин М.Ш., Горопицина А.В. Выбор конструктивно-подобных элементов для испытаний на усталость авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2022. – № 69. – С. 62–70.

References

1. A. Kelly. Inzhenernyy triumf uglevolokon [The Engineering Triumph of Carbon fibre]. *Kompozity i nanostruktury*, 2009, № 1, pp. 38-49.
2. Kablov E.N. VIAM: materialy novogo pokoleniya dlya PD-14 [VIAM: new generation materials for PD-14]. *Krylya Rodiny*, 2019, № 7–8, pp. 54-58.
3. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.Sh., Sandratskiy V.L. *Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok. t.2 [Fundamentals of designing aircraft engines and power plants. Vol. 2]*. Moscow, Mashinostroyeniye, 2008, 368 p.
4. Kolobkov A.S. Polimernyye kompozitsionnyye materialy dlya razlichnykh konstruksiy aviatsionnoy tekhniki (obzor) [Polymer composite materials for various designs of aviation equipment (review)]. *Trudy VIAM*, № 6-7 (89), 2020, pp.38-44. doi: 10.18577/2307-6046-2020-0-67-38-44
5. Karimbayev T.D., Luppov A.A., Afanasyev D.V. Rabochiye lopatkiventilyatorov iz Ugleplastika dlya perspektivnykh dvigateley. Dostizheniya i problemy [Fan blades made of carbon fiber for advanced engines. Achievements and challenges]. *Dvigatel*, 2011, № 6 (78), pp. 2-7 22
6. Grinev M.A., Anoshkin A.N., Pisarev P.V., Zuyko V.Yu., Shipunov G.S. Stress-strain analysis and strength prediction of composite outlet guide vane for aircraft jet engine. *PNRPU Mechanics Bulletin*, 2015, № 4, pp. 293-307.
7. Guseinov K., Kudryavtsev O.A., Sapozhnikov S.B. Effectiveness of 2-D and 3-D modelling of dovetail joint of composite fan blade for choosing rational reinforcement schemes // *PNRPU mechanics bulletin / 2021. № 1. C.5-11.*
8. 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. V. 316. P. 955-960.
9. Nikhamkin 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.
10. Nikhamkin M.SH., Solomonov D.G., Zilbershmidt V.V. Identification of elastic parameters of composite using experimental data on modal characteristics of samples. *PNRPU Mechanics Bulletin*, 2019, № 1, pp. 108-120.
11. Nikhamkin M.S., Solomonov D.G. Degradation of elastic characteristics of the CFRP used in the design of a gas turbine engine as a result of high-cycle fatigue damage // *Journal of Physics: Conference Series. Cep. "International Conference on Aviation Motors, ICAM 2020"* 2021. C. 012033
12. Strizhius V.E. Nekotoryye zakonomernosti ustalostnogo razrusheniya elementov kompozitnykh aviakonstruksiy [Some patterns of fatigue failure of elements of composite aircraft structures]. *Kompozity i nanostruktury*, Vol. 8 (2016), № 4, pp. 265-271.
13. Karimbayev T.D. Otsenka ustalostnoy dolgovechnosti izdeliy iz kompozitsionnykh materialov [Estimation of fatigue life of products from composite materials]. *Aviatsionnyye dvigateli*, no. 4 (9), 2020, pp. 75-93.
14. Alam P, Mamalis D, Robert C., Floreani C., Brádaigh C.M.Ó. The fatigue of carbon fibre reinforced plastics - a review // *Composites Part B.V.166* (2019). P.555–579.
15. Degrieck J., Van Paepegem W. Fatigue Damage Modelling of Fibre-Reinforced Composite Materials: Review // *Applied Mechanics Reviews*, 54 (2001). Iss.4. P.279-300.
16. Sevenois R.D. B., Van Paepegem W. Fatigue Damage Modeling Techniques for Textile Composites: Review and Comparison with Unidirectional Composite Modeling Techniques // *Applied Mechanics Reviews*, 67, (2015). Iss.2. 020802. Abrate S. Matrix cracking in laminated composites: a review. *Composites Engineering. V.1* (1991). № 6. Pp. 337-353.
18. Kulkarni P.V., Sawant P.J., Kulkarni V.V. Fatigue life prediction and modal analysis of carbon fiber reinforced composites. *Advances in Materials and Processing Technologies Volume 4, 2018 - Issue 4*. Pp. 651-659.
19. Wang Y., Soutis C. A Finite Element and Experimental Analysis of Composite T-Joints Used in Wind Turbine Blades // *Applied Composite Materials. V.25* (2018). P.953–964
20. Jansson N.E., Lutz A., Wolfahrt M., Sjunnesson A. Testing and analysis of a highly loaded composite flange // *ECCM13: 13th European Conference on Composite Materials. – Stockholm, 2008. 8 p.* <http://www.escom.eu.org/docs/eccm13/2620.pdf>
21. Anoshkin A.N., Rudakov M.V., Straumit I.S., Shustova YE.N. Raschet NDS i otsenka prochnosti kompozitnogo flantsa stekloplastikovogo kozhukha aviatsionnogo gazoturbinogo dvigatelya [Calculation of stress-

strain state and assessment of the strength of the composite flange of the fiberglass casing of an aircraft gas turbine engine]. *Vestnik UGATU*, 2011, vol. 15, № 1 (41), pp. 67-75.

22. A.N. Anoshkin, D.I. Fedorovtcev, P.V. Pisarev, V.M. Osokin. Raschet napryazhenno-deformirovannogo sostoyaniya flantsa iz polimernykh kompozitsionnykh materialov s defektom v vide rassloyeniya [Calculation of stress-strain state of the flange made of polymer composites with a defect in the form of delamination]. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2015, № 43, pp. 116-130.

23. La Rosa G., Risitano A. Thermographic methodology for rapid determination of the fatigue limit of materials and mechanical components // *International Journal of Fatigue* 22 (2000) pp. 65–73.

24. Huang J., Garnier C., Pastor M.-L., Gong X.J. Investigation of self-heating and life prediction in CFRP laminates under cyclic shear loading condition based on the infrared thermographic data. *Engineering Fracture Mechanics*, 2020, vol. 229, P. 106971.

25. Solomonov D.G., Nikhamkin M.Sh., Toropicina 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

Об авторе

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

About the author

Danil G. Solomonov (Perm, Russian Federation) – PhD Student, Department of Aviation Engines, Perm National Research Polytechnic University (93, Komsomolsky av., 614990, Perm, e-mail: solomonov1198@yandex.ru).

Финансирование. Исследование не имело спонсорской поддержки.

Конфликт интересов. Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов.

Вклад 100 %.

Поступила: 27.07.2023

Одобрена: 04.08.2023

Принята к публикации: 12.10.2023

Просьба ссылаться на эту статью в русскоязычных источниках следующим образом: Соломонов, Д.Г. Закономерности теплового поведения Г-образных фланцев из полимерных композиционных материалов при циклическом нагружении / Д.Г. Соломонов // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника.* – 2023. – № 74. – С. 30–38. DOI: 10.15593/2224-9982/2023.74.03

Please cite this article in English as: Solomonov D.G. Patterns of thermal behavior of L-shaped flanges made of polymer composite materials under cyclic loading. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2023, no. 74, pp. 30-38. DOI: 10.15593/2224-9982/2023.74.03