Соломонов Д.Г., Саженков Н.А., Конев И.П., Торопицина А.В., Нихамкин М.Ш. Закономерности усталостного разрушения типового композитного фланца // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2023. – № 3. С. 137–145. DOI: 10.15593/perm.mech/2023.3.12

Solomonov D.G., Sazhenkov N.A., Konev I.P., Nikhamkin M.Sh., Toropicina A.V. Regularities of fatigue failure typical composite flange. *PNRPU Mechanics Bulletin,* 2023, no. 3, pp. 137-145. DOI: 10.15593/perm.mech/2023.3.12

пермский политех

ВЕСТНИК ПНИПУ. МЕХАНИКА
№ 3, 2023
PNRPU MECHANICS BULLETIN
https://ered.pstu.ru/index.php/mechanics/index



Научная статья

DOI: 10.15593/perm.mech/2023.3.12
УДК 620.17

ЗАКОНОМЕРНОСТИ УСТАЛОСТНОГО РАЗРУШЕНИЯ ТИПОВОГО КОМПОЗИТНОГО ФЛАНЦА

Д.Г. Соломонов[1], Н.А. Саженков[1], И.П. Конев[1], А.В. Торопицина[2], М.Ш.Нихамкин[1]

[1]Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия
[2]ОДК-Авиадвигатель, Пермь, Россия

О СТАТЬЕ

Получена: 30 ноября 2022 г.
Одобрена: 20 марта 2023 г.
Принята к публикации:
15 июня 2023 г.

Ключевые слова:

полимерные композиционные материалы, слоистый углепластик, фланцевое соединение, многоцикловая усталость, накопление повреждений, термография, кривая усталости, экспериментальная механика.

АННОТАЦИЯ

Одной из важнейших задач, возникающих при разработке авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов, является обеспечение усталостной прочности. Известно, что поведение при циклическом нагружении деталей и стандартных образцов неодинаково. Проблема переноса результатов стандартных испытаний на натурное изделие особенно остра из-за многообразия схем армирования, влияния технологических и конструктивных факторов. Это заставляет прибегать к испытаниям натурных изделий или конструктивно-подобных элементов.

Настоящая работа посвящена исследованию закономерностей усталостного разрушения типового элемента оболочечных авиационных конструкций – Г-образного фланца из слоистого углепластика. Разработана методика усталостных испытаний критической зоны фланца, воспроизводящая условия его нагружения в эксплуатационных условиях. Усталостное нагружение образца производится силами инерции закрепленного на нем груза при резонансных гармонических колебаниях на вибростенде по изгибной форме. Экспериментальная установка обеспечивает постоянное поддержание резонансного режима, а также непрерывный контроль деформации, резонансной частоты колебаний образца и поля температуры на его поверхности.

Установлены характерные закономерности развития усталостных повреждений фланца. Основным механизмом разрушения является появление и развитие расслоений как в собственно фланце, так и в области его соединения с оболочкой. Усталостное разрушение сопровождается падением резонансной частоты колебаний образца, обусловленным снижением его жесткости. Полученные в работе типичные зависимости падения резонансной частоты от относительной усталостной наработки отражают скачкообразное изменение жесткости образца.

Установленные закономерности процесса накопления усталостных повреждений подтверждаются анализом теплового состояния образца в процессе испытаний, которое изменяется в результате его разогрева при циклическом нагружении.

Полученные экспериментальные данные могут быть использованы при разработке конструкции фланцев из ПКМ и разработке моделей прогнозирования их усталостного ресурса.

© ПНИПУ

© **Соломонов Данил Глебович** – асп., e-mail: solomonov1198@yandex.ru, ID: 0000-0003-2577-3037.
Саженков Николай Алексеевич – к.т.н., доц., e-mail: sazhenkov_na@mail.ru, ID: 0000-0002-8284-5431.
Конев Иван Петрович – ст. преп., e-mail: konev@perm.ru, ID: 0000-0002-8192-1682.
Нихамкин Михаил Шмерович – д.т.н., проф., e-mail: nikhamkin@mail.ru, ID: 0000-0002-3649-4482.
Торопицина Анна Владимировна – зам. нач. отд., e-mail: toropitcina@avid.ru, ID: 0000-0003-4353-7265.

Danil G. Solomonov – PhD student, e-mail: solomonov1198@yandex.ru, ID: 0000-0003-2577-3037.
Nikolay A. Sazhenkov – CSc of Technical Sciences, Associate Professor, e-mail: sazhenkov_na@mail.ru, ID: 0000-0002-8284-5431.
Ivan P. Konev – Senior Lecturer, e-mail: konev@perm.ru, ID: 0000-0002-8192-1682.
Mikhail Sh. Nikhamkin – Doctor of Technical Sciences, Professor, e-mail: nikhamkin@mail.ru, ID: 0000-0002-3649-4482.
Anna V. Toropitsina – Deputy Head of Department, e-mail: toropitcina@avid.ru, ID: 0000-0003-4353-7265.

Эта статья доступна в соответствии с условиями лицензии Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0)
This work is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0)

REGULARITIES OF FATIGUE FAILURE TYPICAL COMPOSITE FLANGE

D.G. Solomonov[1], N.A. Sazhenkov[1], I.P. Konev[1], M.Sh. Nikhamkin[1], A.V. Toropicina[2]

[1]Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation
[2]UEC-Aviadvigatel, Perm, Russian Federation

ARTICLE INFO

Received: 30 November 2022
Approved: 20 March 2023
Accepted for publication:
15 June 2023

Keywords:

polymer composite materials, laminated carbon fiber, flange connection, multi-cycle fatigue, damage accumulation, thermography, fatigue curve, experimental mechanics.

ABSTRACT

One of the most important tasks in the development of aircraft structures from polymer composite materials is to ensure fatigue strength. It is known that the behaviour under cyclic loading of parts and standard samples is not the same. The problem of transferring the results of standard tests to a full-scale product is especially acute due to the variety of reinforcement schemes, the influence of technological and design factors. This forces us to test full-scale products or structurally similar elements.

This work is devoted to the study of the patterns of fatigue failure of a typical element of shell aircraft structures – an L-shaped flange made of laminated carbon fibre. A method of fatigue testing of the critical zone of the flange has been developed. It reproduces the operational conditions of flange loading. The fatigue loading of the sample is carried out by the inertia forces of the load attached to it. The tests were carried out with resonant harmonic vibrations on a vibration stand in a bending shape. The experimental setup ensures constant maintenance of the resonant mode. The experimental setup ensures continuous monitoring of deformation, the resonant frequency of vibrations of the sample and the temperature field on its surface.

The characteristic patterns of the development of fatigue damage of the flange are established. The main mechanism of destruction is the appearance and development of delaminations in the flange and in the area of its connection with the shell. Fatigue failure is accompanied by a drop in the resonant frequency of vibrations of the sample, due to a decrease in its rigidity. The typical dependences of the resonant frequency drop on the relative fatigue time reflect an abrupt change in the stiffness of the sample.

The established regularities of the fatigue damage accumulation process are confirmed by the analysis of the thermal state of the sample during testing, which changes as a result of its self-heating during cyclic loading.

The experimental data can be used in the development of the design of flanges made of CFRP and in the development of models for predicting their fatigue life.

© PNRPU

Введение

В настоящее время полимерные композиционные материалы (ПКМ) используются в качестве конструкционного материала во многих отраслях: аэрокосмической технике, автомобиле- и судостроении, изделиях медицинского и спортивного назначения. Широкое применение нашли слоистые углепластики на основе эпоксидного связующего, армированные углеродным волокном (CFRP – Carbon Fibre Reinforced Plastics). Их высокая конкурентоспособность обусловлена сопоставимой с металлами прочностью и жесткостью при значительно меньшем удельном весе, что особенно важно в аэрокосмических конструкциях. Из слоистых углепластиков изготавливают, в частности, элементы конструкции самолетов и авиационных двигателей [1–3]. Применение ПКМ в высоконагруженных элементах конструкций предполагает наличие надежных данных о механических характеристиках материалов, понимание механизмов их разрушения в условиях эксплуатации с учетом влияния конструктивных и технологических факторов. Одной из важнейших задач, возникающих при разработке деталей и узлов из ПКМ, является обеспечение усталостной прочности [4; 5]. В наибольшей степени это относится к авиационным конструкциям, работающим в условиях длительного циклического нагружения.

Закономерности усталостного разрушения ПКМ изучаются уже несколько десятилетий. В работах [5–10] приведены обзоры исследований на эту тему. В настоящее время изучены механизмы усталостного разрушения различных типов ПКМ. Эти механизмы – многостадийные, они сложнее и многообразнее, чем у металлов [6]. В слоистых углепластиках под действием циклических нагрузок процесс разрушения обычно начинается с повреждения в материале матрицы в зонах, где направление главных напряжений ортогонально направлению армирования. Небольшие трещины в матрице по мере усталостной наработки могут привести к расслоениям на границе матрицы и волокна и последующему расслоению ламината. Завершающая стадия разрушения – разрыв армирующих волокон. Другое отличие от металлов состоит в том, что композиты, изготовленные из одних и тех же материалов матрицы и волокон, но с разной объемной долей волокон, разными вариантами плетения и укладки, обладают разной усталостной прочностью [7].

Постепенное накопление усталостных повреждений в ПКМ сопровождается снижением жесткости материала. Падение жесткости выражается, в частности, в снижении собственных частот колебаний образцов и элементов конструкций по мере усталостной наработки. Этот эффект неоднократно исследовали применительно

к различным композитам с целью построения модели накопления повреждений и оценки усталостной долговечности [11–18]. В работах [15–18] анализ изменения собственных частот колебаний образцов по мере усталостной наработки использовался для количественной оценки изменения характеристик упругости ламинатов и по мере накопления усталостных повреждений.

При разработке деталей и узлов из ПКМ для оценки усталостной долговечности обычно используют пределы выносливости и кривые усталости (S-N-кривые), получаемые при стандартных испытаниях образцов [19; 20]. Известно, однако, что поведение при усталостном нагружении деталей и стандартных образцов неодинаково даже в случае металлов. Для композитов проблема переноса результатов стандартных испытаний на натурное изделие особенно остра из-за многообразия схем армирования, влияния технологических и конструктивных факторов. Это заставляет прибегать к испытаниям натурных изделий или конструктивно-подобных элементов [21–26]. Так, в работе [21] описаны усталостные испытания композитных лопастей ветрогенераторов. Работы [22–24] касаются разработки лопаток ротора и статора вентиляторов крупногабаритных авиационных двигателей. В статьях [25; 26] описаны усталостные испытания Т-образных соединений композитных деталей в авиационных конструкциях.

Типичными элементами конструкций из ПКМ являются фланцевые соединения оболочек. Они широко применяются трубопроводах, в аэрокосмической технике, корпусах авиационных двигателей, самолетных конструкциях. Работы [27–30] посвящены обеспечению прочности фланцев из ПКМ. Авторы работы [27] исследовали статическую прочность фланцевого соединения деталей из слоистого углепластика в конструкции вентилятора газотурбинного двигателя. Методом конечных элементов был выполнен расчет напряженно-деформированного состояния фланцев при статическом нагружении. Механизм статического разрушения фланцев, предсказанный расчетами, – расслоение в зоне перехода оболочки к фланцу. В работе [27] этот механизм подтвержден экспериментом. В работах [28; 29] проведены расчеты статического напряженно-деформированного состояния Г-образных фланцев стеклопластиковых оболочек. Расчеты показали, что механизм разрушения таких фланцев – расслоение в зоне перехода наружных слоев оболочки на цилиндрическую часть фланца.

Практически нераскрытой в литературе остается проблема усталостной прочности фланцевых элементов конструкций из ПКМ. Настоящая работа посвящена экспериментальному исследованию закономерностей усталостного разрушения фланцев оболочечных корпусных деталей из слоистого углепластика.

1. Порядок проведения эксперимента

Объектом исследования является критическая зона типовой авиационной оболочечной корпусной конструкции из углепластика – Г-образный фланец. Образец для исследований представляет собой вырезанный вдоль образующей оболочки прямоугольный в плане фрагмент фланца (рис. 1). Он состоит из элемента оболочки корпуса и непосредственно фланца. Эти элементы изготовлены из слоистого углепластика на основе равнопрочной углеродной ткани и эпоксидного связующего. Оба элемента склеены между собой и дополнительно скреплены болтовым соединением.

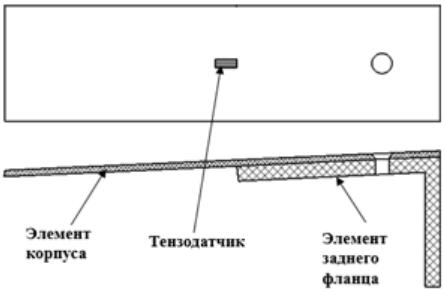


Рис. 1. Объект исследования

Fig. 1.The object of the study

В эксплуатационных условиях оболочечная конструкция совершает колебания, при которых Г-образный фланец подвержен циклическому изгибу. Схема усталостных испытаний образцов (рис. 2) воспроизводит такое нагружение. Нагружение образца производится силами инерции закрепленного на нем груза при резонансных гармонических колебаниях по изгибной форме. Образец закреплялся за фланец на столе вибростенда с помощью специальной оснастки. Масса и расположение груза подбирались таким образом, чтобы обеспечить достаточные для разрушения деформации образца. При этом обеспечивалась частота резонансных колебаний такая, при которой в процессе испытаний не происходит разогрев, существенный с точки зрения изменения механических свойств материала.

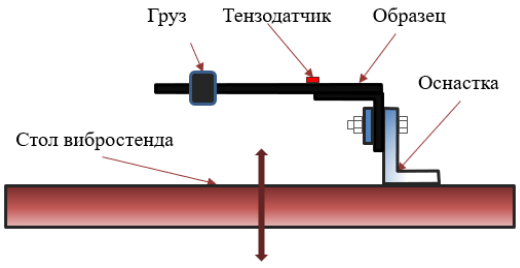


Рис. 2. Схема нагружения образца при усталостных испытаниях

Fig. 2.Pattern of the sample loading during fatigue tests

В процессе усталостных испытаний образца постоянно поддерживается резонансный режим его колебаний за счет автоматической подстройки частоты колебаний стола вибростенда. Для задания режима усталостного нагружения и его контроля в процессе испытаний проводилось измерение амплитуды деформаций с помощью тензодатчика, установленного на на-

ружной поверхности оболочечного элемента образца в зоне наибольших деформаций (см. рис. 1). Деформация в точке измерения изменяется во времени по гармоническому закону с амплитудой ε_a и резонансной частотой f. При такой схеме испытаний обеспечивается симметричный цикл нагружения образца (коэффициент асимметрии цикла R=-1).

Исследования проводились при комнатной температуре.

Схема испытательной установки и ее внешний вид представлены на рис. 3. Экспериментальная установка представляет собой электродинамический вибростенд с усилителем мощности, системой управления на базе регулятора мощности и системой регистрации параметров испытаний.

Электродинамический вибростенд обеспечивает гармонические колебания вибростола с закрепленным на нем исследуемым образцом. Лазерный виброметр предназначен для измерения амплитуды колебаний образца и вместе с автоматическим регулятором мощности обеспечивает поиск резонансной частоты и поддержание резонанса во время испытаний. Резонансная частота колебаний образца регистрировалась с помощью частотомера, а текущее число циклов нагружения – счетчиком циклов.

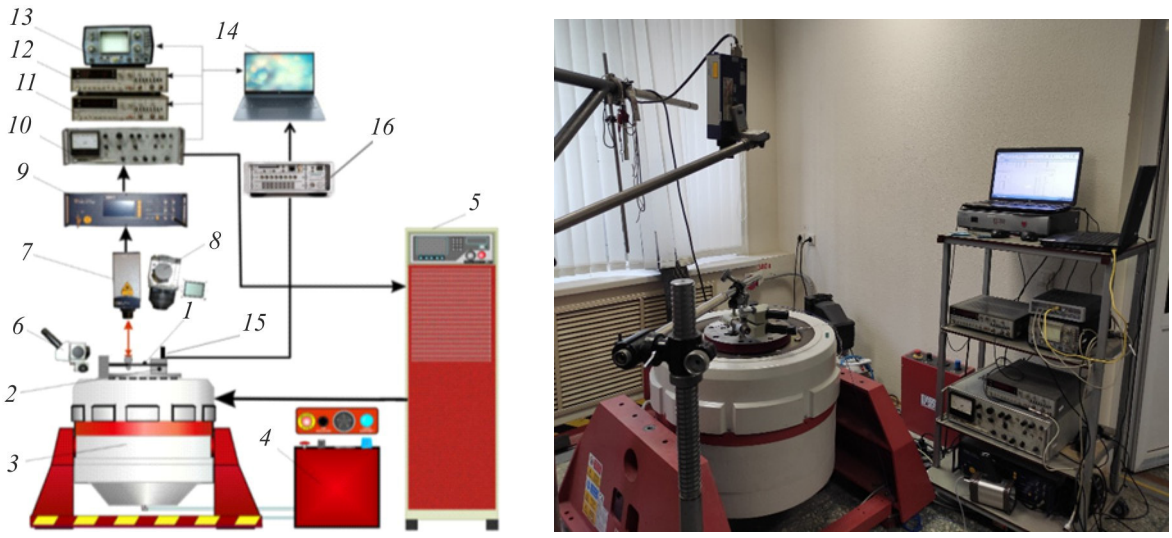
Для измерения деформаций образца использовали тензодатчик, который подключался по схеме 1/4 моста. Тензометрирование производилось с помощью тензостанции.

Визуальное наблюдение за появлением и развитием повреждений производилось на торцевой поверхности образца с помощью микроскопа непосредственно в процессе колебаний. Для получения качественного изображения использовалась подсветка стробоскопом, синхронизированная с колебаниями образца таким образом, чтобы вспышка приходилась на момент максимального отклонения образца от положения равновесия.

В процессе нагружения происходит разогрев образца, обусловленный накоплением усталостных повреждений. Для контроля теплового состояния исследуемого образца на разных этапах усталостного разрушения регистрировалось поле температур на его наружной поверхности.

Экспериментальное исследование включало в себя усталостные испытания образцов фланца с последующим построением кривой усталости. Для этого испытания образцов проводили при различных значениях амплитуды деформаций ε_a, регистрируемой тензодатчиком (см. рис. 1). Испытания осуществляли до разрушения образца (при этом регистрировали число циклов нагружения до разрушения N_f) или до достижения базового числа циклов нагружения $N_Б = 10^7$.

Кроме того, во время испытаний контролировали процесс разрушения исследуемых образцов, регистрировали поле температур на их внешней поверхности и изменение резонансной частоты колебаний.



a b

Рис. 3. Экспериментальная установка: схема (*a*) и внешний вид (*b*): *1* – исследуемый образец, *2* – крепежное приспособление, *3* – электродинамический вибратор, *4* – блок управления пневмосистемой, *5* – усилитель мощности, *6* – микроскоп, *7* – сенсорная головка лазерного виброметра, *8* – прецизионная инфракрасная камера, *9* – лазерный виброметр, *10* – регулятор мощности, *11* – частотомер, *12* – счетчик циклов, *13* – осциллограф, *14* – компьютер, *15* – акселерометр, *16* – тензостанция

Fig. 3. Experimental setup: scheme (*a*) and appearance (*b*): *1* – the test sample, *2* – mounting device, *3* – electrodynamic vibrator, *4* – pneumatic control unit, *5* – power amplifier, *6* – microscope, *7* – sensor head of laser vibrometer, *8* – precision infrared camera, *9* – laser vibrometer, *10* – power regulator, *11* – frequency measuring device, *12* – cycle counter, *13* – oscilloscope, *14* – computer, *15* – accelerometer, *16* – strain station

2. Результаты и обсуждение

Были исследованы 9 образцов фланца, подвергнутых усталостному нагружению при различных значениях амплитуды деформации ε_a.

Имели место два варианта развития разрушения, схема которых представлена на рис. 4. В первом варианте процесс разрушения начинается с появления расслоения в зоне *1* между фланцем и оболочкой корпуса. По мере усталостной наработки расслоение распространяется до угла фланца и охватывает всю область подклейки элемента корпуса к фланцу. Такое обширное расслоение существенным образом влияет на несущую способность конструкции, поэтому оно принято в качестве критерия поломки и прекращения испытаний образца.

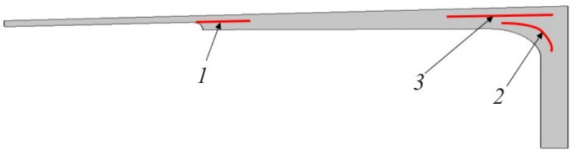


Рис. 4. Схема усталостных повреждений в образцах фланца

Fig. 4. Scheme of fatigue damage in the sample of flange

Во втором варианте процесс разрушения начинается с появления расслоений в зоне изгиба фланца (*2* или *3* на рис. 4). Далее отслоение элемента оболочки корпуса от фланца развивается в направлении свободного конца образца и, как и в первом варианте, охватывает всю область склейки корпуса и фланца. Типичный пример второго варианта развития усталостного разрушения фланца показан на рис. 5.

Описанный механизм усталостного разрушения согласуется с расчетным и экспериментальным анализом статического разрушения фланцев, приведенным авторами работ [27; 28].

По результатам проведенных испытаний получена кривая усталости в виде зависимости числа циклов до разрушения N от амплитуды деформации ε_a (рис. 6). ривая усталости аппроксимировалась линейной зависимостью в полулогарифмических координатах. Из рис. 6 видно, что деформация при усталостном разрушении фланца, соответствующая 10 млн циклов нагружения, практически в 10 раз ниже, чем деформация разрушения ε_{st}, определяемая при стандартных статических испытаниях на образцах материала.

В процессе усталостного разрушения происходит падение жесткости образца. При этом падает резонансная частота колебаний. На рис. 7 приведен типичный пример изменения резонансной частоты f, отнесенной к ее начальному значению f_0, от относительной усталостной наработки N/N_f, где N_f – число циклов до разрушения. В этом примере резонансная частота перед разрушением упала на 30 %. На графике изменения резонансной частоты можно выделить три характерных участка. На двух участках, соответствующих диапазонам относительной усталостной наработки N/N_f = 0–0,4 и N/N_f = 0,5–1, происходит монотонное линейное снижение резонансной частоты, отражающее постепенное развитие повреждений. В диапазоне относительной усталостной наработки N/N_f = 0,4–0,5 наблюдалось скачкообразное падение резонансной частоты, что говорит о появлении нового механизма разрушения.

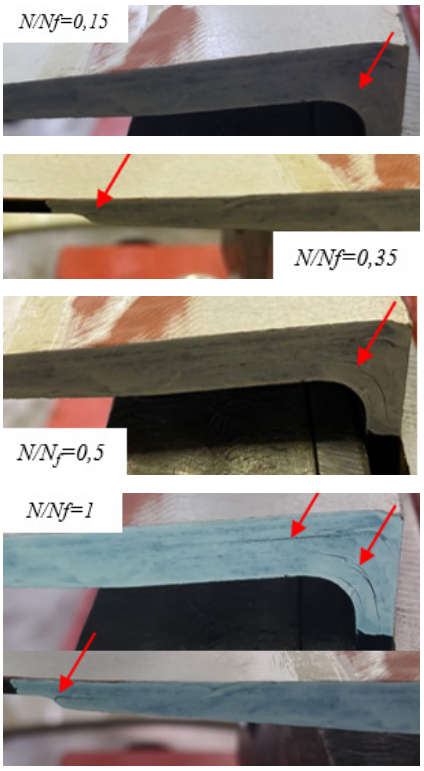


Рис. 5. Пример процесса развития усталостного повреждения в образцах фланца при различных значениях усталостной наработки

Fig. 5. An example of the process of fatigue damage development in flange samples at different values of fatigue life

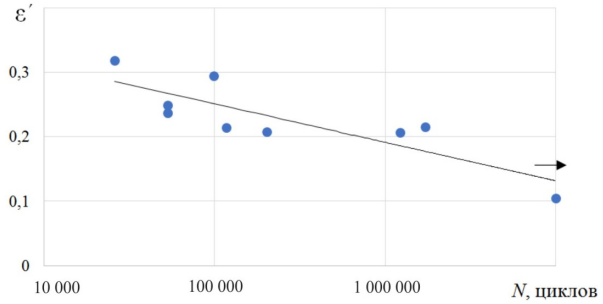


Рис. 6. Кривая усталости фланца: $\varepsilon' = \varepsilon_a/\varepsilon_{st}$, где ε_{st} – предельная деформация при статических испытаниях материала

Fig. 6. The fatigue curve of the flange: $\varepsilon' = \varepsilon_a/\varepsilon_{st}$, where ε_{st} – ultimate deformation during static tests of the material

В рассматриваемом примере на начальном этапе усталостного разрушения наблюдалось зарождение и развитие расслоения между элементом корпуса и фланца в зонах *1* и *2* (см. рис. 7).

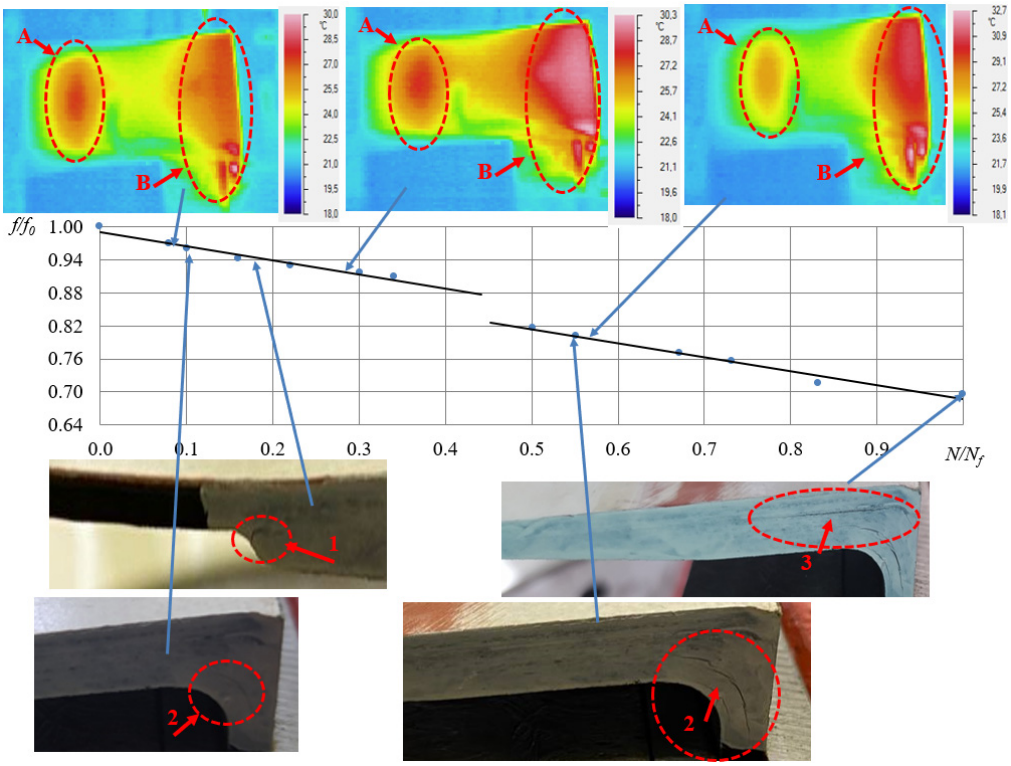


Рис. 7. Изменение относительной резонансной частоты колебаний образца с относительной усталостной наработкой, усталостные повреждения и поля температуры при различных значениях усталостной наработки

Fig. 8. Changes in the relative resonant frequency of oscillations of a sample with a relative fatigue life, fatigue damage and temperature fields at different values of fatigue life

При относительной усталостной наработке N/N_f = 0,4–0,5 значительно увеличилась область расслоения в зоне *2*, а также появилось новое расслоение в этой зоне. Именно при этой наработке имело место резкое падение резонансной частоты. На последнем этапе наблюдалось появление и постепенное развитие расслоения в зоне *3* (см. рис. 7).

Описанный в приведенном примере процесс накопления усталостных повреждений подтверждается анализом теплового состояния образца в процессе испытаний. В зонах накопления повреждений при циклической деформации происходит тепловыделение, при появлении макроскопических расслоений оно усиливается вследствие трения берегов трещин. На рис. 7 показаны поля температуры на наружной поверхности образца при различных значениях относительной усталостной наработки. На разных этапах усталостного разрушения можно выделить две основные зоны разогрева – А и В.

На начальном этапе усталостного повреждения (N/N_f = 0,1) имел место приблизительно одинаковый нагрев в обеих зонах, что говорит о появлении повреждений в этих зонах. На этом этапе разогрев в зоне А (см. рис. 7) соответствует появлению расслоения в области *1*. Наличие зоны нагрева В обусловлено зарождением дефектов в области *2*.

Далее при относительной наработке N/N_f = 0,3 наблюдалось расширение зон разогрева, что свидетельствует о развитии расслоений. Более интенсивный нагрев, а значит, более интенсивное накопление повреждений имеет место в зоне В (см. рис. 7).

На следующем этапе нагружения при N/N_f = 0,55 после скачкообразного падения резонансной частоты колебаний наблюдалось уменьшение температуры и площади разогрева в зоне А (см. рис. 7), что говорит о полном расслоении в данной области. Кроме того, в области В значительно увеличилась температура, что подтверждает появление новых дефектов в зоне *2*.

Следует отметить, что температура поверхности образца в процессе испытаний не превышала 33 °С.

Заключение

Разработана методика и проведено экспериментальное исследование закономерностей усталостного разрушения типового элемента авиационных композитных конструкций – Г-образного фланца из слоистого углепластика.

Усталостное нагружение образца производится при резонансных гармонических колебаниях на вибростенде по изгибной форме. Экспериментальная установка обеспечивает постоянное поддержание резонансного режима, непрерывный контроль деформации и резонансный частоты колебаний образца, а также поля температуры на его поверхности.

Построены кривые усталости для исследуемого фланца, установлено, что усталостная прочность фланца значительно ниже статических характеристик материала фланца. Основным механизмом разрушения является появление и развитие расслоений как в собственно фланце, так и в области его соединения с оболочкой.

Полученные данные о механизмах усталостного разрушения фланцев подтверждаются экспериментальными данным о падении жесткости и эволюции поля температуры на поверхности образца по мере усталостной наработки. Падение жесткости выражается в снижении резонансной частоты колебаний образца. Установлено, что изменение резонансной частоты может иметь скачкообразный характер, что связано с появлением новых расслоений. Этот вывод согласуется с результатами контроля теплового состояния образца, изменяющегося по мере усталостной наработки вследствие разогрева в зонах расслоений.

Полученные экспериментальные данные могут быть использованы при разработке конструкции фланцев из ПКМ и верификации моделей прогнозирования их усталостного ресурса.

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. DOI: 10.18577/2307-6046-2020-0-67-38-44
5. Стрижиус В.Е. Некоторые закономерности усталостного разрушения элементов композитных авиаконструкций // Композиты и наноструктуры. – 2016. – Т. 8, № 4. – С. 265–271.
6. Каримбаев Т.Д. Оценка усталостной долговечности изделий из композиционных материалов // Авиационные двигатели. – 2020. – № 4 (9). – С. 75–93.
7. The fatigue of carbon fibre reinforced plastics – a review / P. Alam, D. Mamalis, C. Robert, C. Floreani, C.M.Ó. Brádaigh // Composites Part B. – 2019. – Vol. 166. – P. 555–579.
8. Degrieck J., Van Paepegem W. Fatigue Damage Modelling of Fibre-Reinforced Composite Materials: Review // Applied Mechanics Reviews. – 2001. – Vol. 54, iss. 4. – P. 279–300.
9. 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. – 2015. – Vol. 67, iss. 2. – P. 020802. 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, iss. 4. – P. 651–659.
11. Abo-Elkhier M., Hamada A.A. El-Deen B. Prediction of fatigue life of glass fiber reinforced polyester composites using modal testing // International Journal of Fatigue. – 2014. – Vol. 69. – P. 28–35.
12. Experimental study on high-cycle fatigue behavior of GFRP-steel sleeve composite cross arms / J. Wang, N. Tan, S. Zhou, Q. Sun // Advances in civil engineering. – 2018. – Vol. 2018. – Article ID 6346080. – 12 p.
13. 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.
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. – P. 955–960.
15. 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.
16. 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. 108–120.
17. 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. Сер. "International Conference on Aviation Motors, ICAM 2020". – 2021. – P. 012033
18. ГОСТ 57143-2016. Композиты полимерные. Метод испытания на усталость при циклическом растяжении. – М.: Стандартинформ, 2016. – 16 с.
19. ASTM Standard D 3479/D 3479M–96 (2007). Test Method for Tension-Tension Fatigue of Polymer Matrix Composite Materials // ASTM International. – 2007. – 6 p.
20. Quasi-UD glass fibre NCF composites for wind energy applications: a review of requirements and existing fatiguedata for blade materials / K. Vallons, G. Adolphs, P. Lucas, S.V. Lomov, I. Verpoest // Mechanics &26Industry. – 2013. – Vol. 14. – P. 175–189.
21. Каримбаев Т.Д., Луппов А.А., Афанасьев Д.В. Рабочие лопаткивентиляторов из углепластика для перспективных двигателей. Достижения и проблемы // Двигатель. – 2011. – № 6 (78). – С. 2–7.
22. 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.
23. 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 rationalreinforcement schemes // PNRPU mechanics bulletin. – 2021. – No. 1. – P. 5–11.
24. Расчетно-экспериментальное исследование влияния виброакустических нагрузок на прочность композитного соединения / С.В. Дубинский, Ф.С. Севастьянов, А.Ю. Голубев, С.Л. Денисов, В.М. Костенко, И.А. Жаренов // Акустический журнал. – 2019. – Т. 65, № 4. – С. 460–470.
25. 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.

26. Testing and analysis of a highly loaded composite flange / N.E. Jansson, A. Lutz, M. Wolfahrt, A. Sjunnesson // ECCM13: 13th European Conference on Composite Materials. – Stockholm, 2008. – 8 p.

27. Расчет НДС и оценка прочности композитного фланца стеклопластикового кожуха авиационного газотурбинного двигателя / А.Н. Аношкин, М.В. Рудаков, И.С. Страумит, Е.Н. Шустова // Вестник Уфим. гос. авиац. техн. ун-та. – 2011. – Т. 15, № 1(41). – С. 67–75.

28. Расчет напряженно-деформированного состояния фланца из полимерных композиционных материалов с дефектом в виде расслоения / А.Н. Аношкин, Д.И. Федоровцев, П.В. Писарев, В.М. Осокин // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – 2015. – № 43. – С. 116–130.

29. Fatigue behaviour of composite girders with concrete-filled tubular flanges and corrugated webs—experimental study / Wang Z.Y., Zhou X.F., Liu Z.F., Wang Q.Y. // Engineering Structures. – 2021. – Vol. 241. – Vol. 15. – P. 112416.

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 kompozitsionn·yye materialy dlya razlichnykh konstruktsiy 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. Strizhius V.E. Nekotoryye zakonomernosti ustalostnogo razrusheniya elementov kompozitnykh aviakonstruktsiy [Some patterns of fatigue failure of elements of composite aircraft structures]. *Kompozity i nanostruktury*, Vol. 8 (2016), №4, pp. 265-271.

6. 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.

7. 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.

8. Degrieck J., Van Paepegem W. Fatigue Damage Modelling of Fibre-Reinforced Composite Materials: Review. *Applied Mechanics Reviews*, 54 (2001). Iss.4. P.279-300.

9. 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. 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.

11. Abo-Elkhier M., Hamada A.A. El-Deen B. Prediction of fatigue life of glass fiber reinforced polyester composites using modal testing. *International Journal of Fatigue* 69 (2014) pp28–35.

12. Wang J., Tan N., Zhou S., Sun Q. Experimental study on high-cycle fatigue behavior of GFRP-steel sleeve composite cross arms. *Advances in civil engineering*. V. 2018, article ID 6346080, 12 p.

13. 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. V. 69 (2009). Pp.154–160.

14. NikhamkinM.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.

15. 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.

16. 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.

17. 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

18. GOST 57143-2016 Kompozity polimernyye. Metod ispytaniya na ustalost pri tsiklicheskom rastyazhenii [Polymer composites. Cyclic Tensile Fatigue Test Method]. Moscow, *Standartinform*, 2016, 16 p.

19. ASTM Standard D 3479/D 3479M–96 (2007). Test Method for Tension-Tension Fatigue of Polymer Matrix Composite Materials. *ASTM International*. 2007. 6p.

20. Vallons K., Adolphs G., Lucas P., Lomov S.V., Verpoest I. Quasi-UD glass fibre NCF composites for wind energy applications: a review of requirements and existing fatigue data for blade materials. *Mechanics & 26 Industry* 2013 (14), p.175–189.

21. 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. 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

23. Guseinov K., KudryavtsevO.A., Sapozhnikov S.B. Effectiveness of 2-D and 3-D modelling of dovetail joint of composite fan blade for choosing rationalreinforcement schemes. *PNRPU Mechanics Bulletin*. 2021. №1. C.5-11.

24. Dubinskiy S.V., Sevastyanov F.S., Golubev A.Yu., Denisov S.L., Kostenko V.M., Zharenov I.A. Raschetno-eksperimentalnoye issledovaniye vliyaniya vibroakusticheskikh nagruzok na prochnost' kompozitnogo soyedineniya [Computational and experimental study of the effect of vibroacoustic loads on the strength of a composite joint]. *Akusticheskiy zhurnal*, 2019, vol. 65, № 4, pp. 460-470

25. 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

26. 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. 8p. http://www.escm.eu.org/docs/eccm13/2620.pdf

27. Anoshkin A.N., Rudakov M.V., Straumit I.S., Shustova YE.N. Raschet NDS i otsenka prochnosti kompozitnogo flantsa stekloplastikovogo kozhukha aviatsionnogo gazoturbinnogo 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.

28. 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.

29. Wang Z.Y., Zhou X.F., Liu Z.F., Wang Q.Y. Fatigue behaviour of composite girders with concrete-filled tubular flanges and corrugated webs—experimental study. *Engineering Structures.* V. 241 (2021), 15, 112416

Финансирование. Исследование было выполнено при частичном финансировании Российским научным фондом (грант № 21-79-30041).

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Вклад авторов равноценен.

Financing. The work was carried out with the financial support of the Russian Science Foundation (project No. 18-71-10054).

Conflict of interest. The authors declare no conflict of interest.

The contribution of the authors is equivalent.