

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ И ПРОИЗВОДСТВО ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 539.3

ИСПЫТАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ И УЗЛОВ ВЕРТОЛЕТА НА УСТАЛОСТНУЮ ПРОЧНОСТЬ

Бохоева Л.А.^{1*}, Курохтин В.Ю.^{1**}, Перевалов А.В.^{1***}, Рогов В.Е.^{2****},
Покровский А.М.^{3*****}, Чермошнцева А.С.^{3*****}

¹ Восточно-Сибирский государственный университет технологий и управления,
ул. Ключевская, 40в, стр. 1, Улан-Удэ, Республика Бурятия, 670013, Россия

² Байкальский институт природопользования СО РАН,
ул. Сахьяновой, 6, Улан-Удэ, Республика Бурятия, 670047, Россия

³ Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,
2-я Бауманская ул., 5, стр. 1, Москва, 105005, Россия

* e-mail: bohoeva@yandex.ru

** e-mail: kurokhtin91@gmail.com

*** e-mail: alex_radio_8714@mail.ru

**** e-mail: rogov54v@mail.ru

***** e-mail: ampokr@mail.ru

***** e-mail: asch-13@ya.ru

Рассмотрены испытания элементов конструкций вертолета на усталостную прочность на примере испытаний образцов лопастей винта вертолета. Приведено краткое описание процесса ресурсных испытаний лопастей с одновременной видеосъемкой процесса подрастания трещин, связанного с постепенным накоплением повреждений, приводящих к образованию и развитию трещин, разрушению конструкции. Видеозаписи подрастания трещин обработаны, и получены данные о времени докритического роста трещины. Рассмотрена контрольно-измерительная система, используемая в процессе испытаний для записи значений напряжений, возникающих в испытываемых образцах вследствие приложения к ним знакопеременной изгибающей нагрузки. Определены характеристики усталостной прочности; построен график усталости; определены среднее арифметическое значение и среднее квадратическое отклонение логарифма долговечности; построено семейство кривых распределения долговечности, семейство кривых усталости, кривая распределения выносливости и определены среднее значение и среднее квадратическое отклонение предела выносливости. Полученные результаты имеют практическое значение для прогнозирования срока безопасной эксплуатации лопастей винта вертолета.

Ключевые слова: ресурсные испытания, усталостная прочность, вероятностная диаграмма, предел выносливости, лопасть.

Введение

Безопасность эксплуатации летательных аппаратов предполагает предотвращение разрушений де- талей и узлов, вызванное усталостью материалов [1]. Создание испытательного комплекса для проведе-

ния ресурсных испытаний изделий и элементов конструкций авиационной техники, который включает автоматизацию и оптимизацию производственных процессов, специальную систему контроля качества этих испытаний, является актуальной задачей.

Ресурсные испытания изделий и элементов конструкции авиационной техники — это воспроизведение в лабораторных условиях внешних воздействий, соответствующих условиям типовой эксплуатации, циклические нагружения и функционирование [2]. Каждое серийное изделие авиационной техники проходит стендовые испытания, целью которых являются: проверка качества производства и сборки, приработка и отладка агрегатов и систем [1, 3–6]. Осмотр, проводимый после испытаний изделия, позволяет выявить как явные, так и скрытые дефекты. При этом основной критерий годности — отсутствие дефектов, которые могут привести к аварии. Положительный результат испытаний свидетельствует о том, что партия, из которой были отобраны образцы, пригодна к эксплуатации [7]. В случае серьезных дефектов испытания квалифицируются как неудачные. Повторные испытания проводятся с разрешения заказчика после устранения причин выявленного дефекта [1]. Испытания квалифицируются как успешные, если при их проведении не было разрушений испытываемых изделий и узлов, а также отказов и дефектов других основных деталей, которые в эксплуатационных условиях могут привести к отказам с опасными последствиями [8].

Установление ресурса изделия осуществляется в соответствии с нормативными документами [9]. Однако указанные испытания не включают в себя исследования, связанные с постепенным накоплением повреждений, приводящих к образованию и развитию трещин, разрушению конструкции. Иными словами, в срок службы изделия не включаются допускаемые эксплуатационные усталостные повреждения конструкции при условии медленного подрастания трещины [8]. В этой связи особый интерес представляет изучение подрастания трещин при проведении натурных испытаний образцов.

Стенды для испытаний на усталостную прочность

На базе лаборатории «Надежность, прочность изделий и конструкций», созданной при Восточно-Сибирском государственном университете технологий и управления и ООО «Малое инновационное предприятие «Байкальский научный центр прочности», проводится комплекс ресурсных испытаний образцов лопастей вертолета [1, 10–14].

Для проведения испытаний разработана конструкторская документация и изготовлены четыре стенда для испытаний на усталостную прочность (рис. 1 и 2) [10].

Стенды максимально стандартизированы. Образцы закрепляются на них специальными клиньями и Т-образными наконечниками [1].

В процессе испытаний воспроизводятся нагрузки, соответствующие реальным эксплуатационным условиям, и снимаются показания (нагрузки, деформации), на основании значений которых делается заключение о соответствии или несоответствии испытываемого объекта установленным техническим нормативам [3, 6, 15]. Образцы нагружаются продольными растягивающими силами и изгибающими моментами. Нагружение приводит к возникновению внутренних циклических напряжений. Эти напряжения фиксируются с помощью тензодатчиков, которые передают сигналы в контрольно-измерительную систему [1].

Во время испытаний проводится съемка подрастания трещин в испытываемых образцах при помощи специально созданной съемочной установки (в соответствии с рис. 3).

В состав установки входят:

- видеокамера GoPro HERO4 Silver;
- два штатива DEXP WT-3770;
- крепежные резинки;
- светильник ЭРА NLED-440-7W-ВК (на рисунке не показан).

Видеосъемка начинается после появления видимой макротрещины длиной 0,5–1 мм на поверхности образца лопасти и продолжается вплоть до разрушения (рис. 4). Для проведения съемки штативы устанавливаются по обе стороны от испытательного стенда, после чего выдвигаются на высоту 1 м. Резинки продеваются в проушины водозащитного

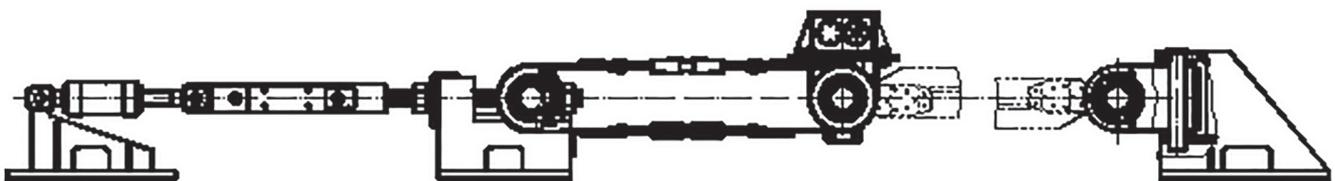


Рис. 1. Схема стендов для испытаний на усталостную прочность

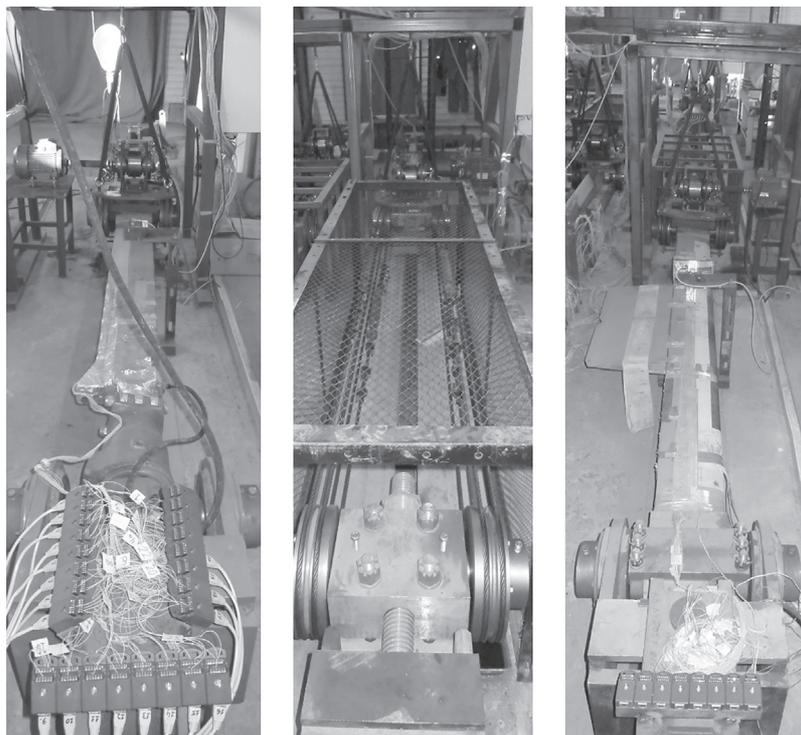


Рис. 2. Стенды для испытаний на усталостную прочность

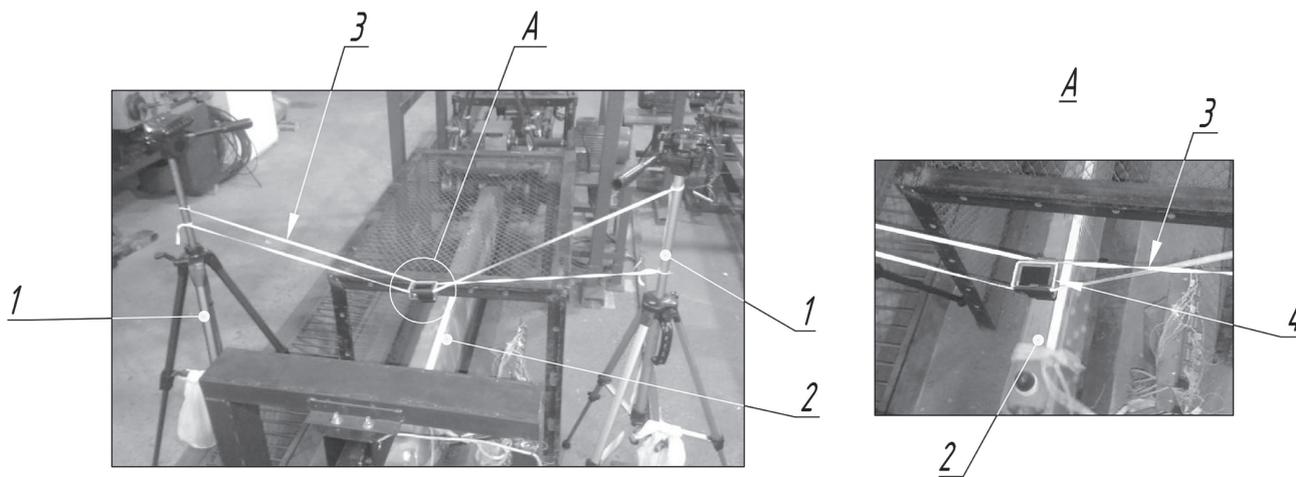


Рис. 3. Съёмочная установка для проведения экспериментальных работ: 1 — штатив; 2 — лопасть; 3 — резинка; 4 — видеокамера; А — точка просмотра



Рис. 4. Усталостное разрушение лопасти

корпуса камеры и крепятся обоими концами к штативам. Путем регулирования высоты концов резинок добиваются горизонтального положения камеры. В случае необходимости дополнительного местного освещения используется светильник ЭРА, при помощи струбицы крепящийся к каркасу защитной сетки стенда. Одновременно с включением испытательного стенда включается запись видео. Съемки и испытания идут по схеме: через каждые 60 минут испытаний следует технологический перерыв 15 мин для перекачки видеозаписи с карты памяти камеры на жесткий диск компьютера и подзарядки камеры.

Контрольно-измерительная система

Контрольно-измерительная система (рис. 5) делится на два уровня:

- верхний с рабочим местом оператора;
- нижний — измерительная часть, распределенная по стендам.

На персональном компьютере (ПК) оператора системы выполняется программное обеспечение верхнего уровня. Сигналы от нижнего уровня поступают в ПК по сети Ethernet [1]. Программное обеспечение позволяет настраивать тензотрическую аппаратуру, калибровать и записывать данные, просматривать результаты испытаний. Его главное окно состоит из четырех блоков, которые соответствуют четырем стендам (рис. 6).

Все протоколы сохраняются в базе данных на локальном диске компьютера [1], также они могут

быть записаны на внешние носители [9]. Измерительное оборудование нижнего уровня находится в электротехнических шкафах и соединяется с верхним уровнем с помощью сети Ethernet. Основой измерительной подсистемы является промышленный контроллер (сRIO-9022), на котором выполняется программное обеспечение нижнего уровня [1, 14].

Экспериментальная линия усталости

По результатам испытаний, в зависимости от выбранной методики, строятся экспериментальные линии усталости либо полные вероятностные диаграммы усталости [16—19]. Линия усталости строится по результатам испытаний восьми образцов в координатах «десятичный логарифм амплитуды переменных напряжений σ_a , МПа — десятичный логарифм числа циклов нагружения до разрушения N » (рис. 7).

Снижение амплитуды напряжений приводит к росту выносливости образца.

База испытаний — это предварительно заданное число циклов нагружения N_0 ; в данном случае $N_0 = 5,1 \cdot 10^7$ циклов. Предел выносливости σ_{-1} — такое напряжение, при котором образец не разрушается до базы. В данном случае σ_{-1} составляет 56 МПа.

Уравнение линии усталости имеет вид

$$N = 2,04 \cdot 10^{15} \cdot \sigma_a^{-4,35}. \quad (1)$$

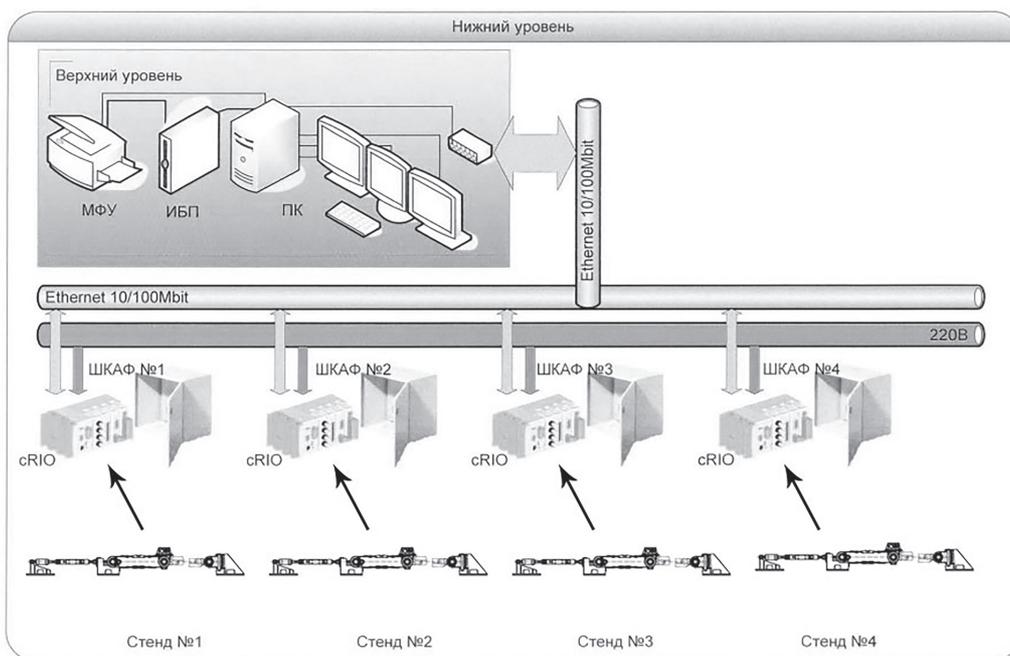


Рис. 5. Схема контрольно-измерительной системы: МФУ — многофункциональное устройство; ИБП — источник бесперебойного питания; ПК — персональный компьютер; сRIO — промышленный контроллер

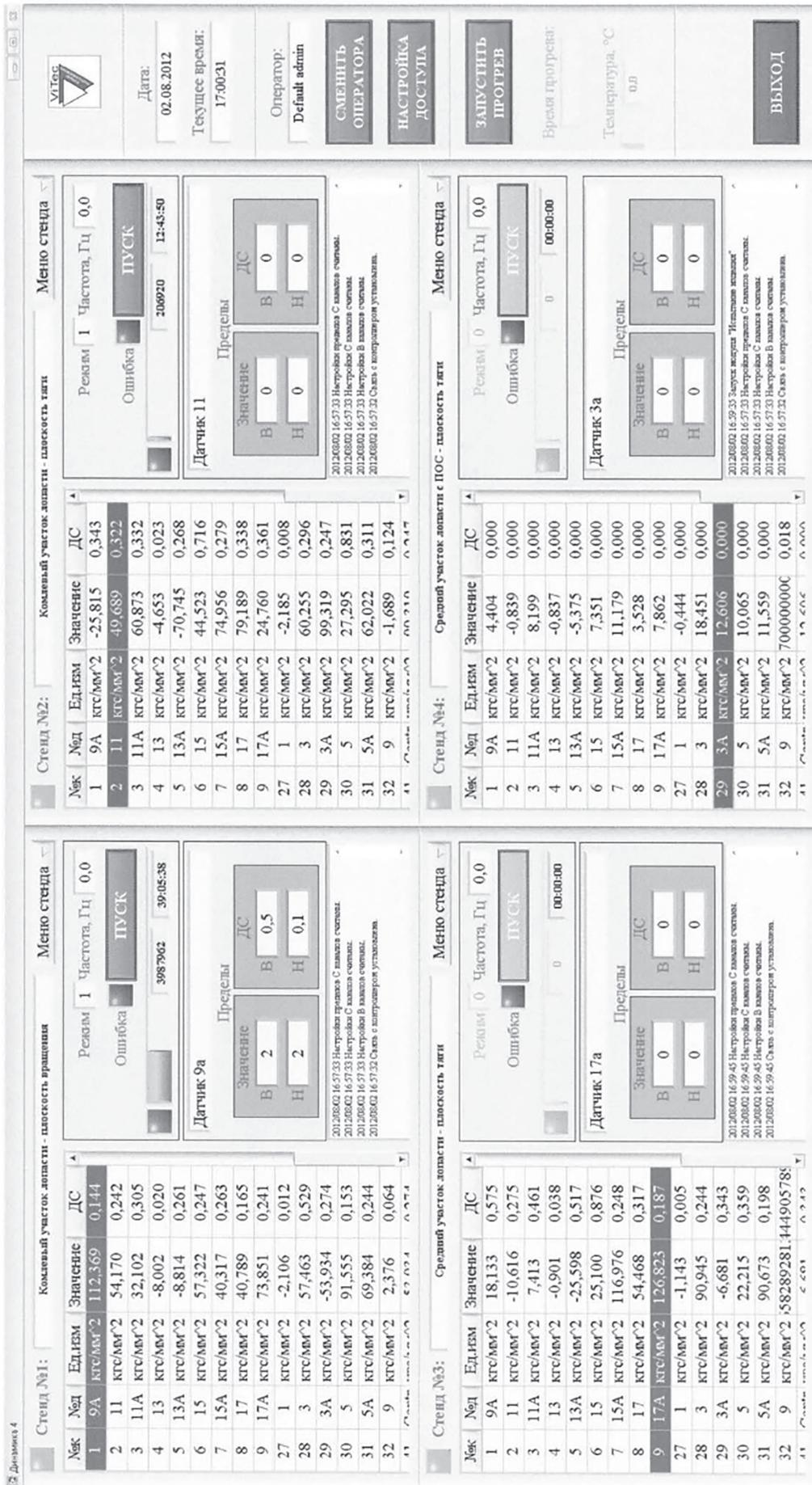


Рис. 6. Главное окно программного обеспечения

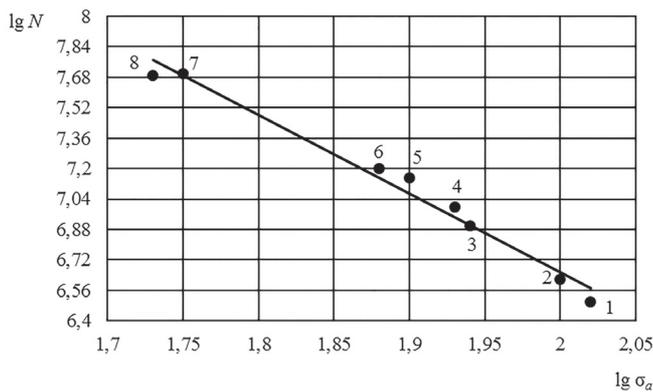


Рис. 7. График линии усталости

Полная вероятностная диаграмма усталости

Предел выносливости и число циклов до разрушения — случайные величины, и построение линии усталости по небольшому числу данных ведет к появлению погрешностей. Для получения более точных результатов строят полные вероятностные диаграммы усталости по методике, описанной в [19], на основе результатов испытаний большого числа образцов.

Проводятся испытания на четырех режимах нагружения с максимальной амплитудой переменных напряжений $\sigma_a = 100, 85, 75, 55$ МПа. На каждом уровне испытывается серия из $n = 28$ образцов. По итогам испытаний создается вариационный ряд, где образцы расположены по возрастающей долговечности [1]:

$$N_1 < N_2 < \dots < N_n. \tag{2}$$

Среднее арифметическое долговечности определяется по формуле

$$\bar{N} = \frac{\sum_{i=1}^n N_i}{n} = 5,023 \cdot 10^7. \tag{3}$$

Рассеяние значений N вычисляют по среднеквадратичному отклонению:

$$S_N = \sqrt{\frac{1}{n-1} \cdot \left(\sum_{i=1}^n N_i^2 - \frac{1}{n} \cdot \left(\sum_{i=1}^n N_i \right)^2 \right)} = 1,007. \tag{4}$$

Чтобы построить вероятностную диаграмму, нужно знать оценки вероятности разрушения (накопленные частоты), которые можно найти по формуле [1]

$$Q_i = \frac{i-0,5}{n} \cdot 100\%, \tag{5}$$

где i — номер образца в вариационном ряду (2); n — общее число образцов, прошедших испытания на данном уровне ($n = 28$).

Вероятностную диаграмму можно изобразить в виде семейства кривых распределения долговечности или в виде семейства кривых усталости, соответствующих разным Q [1]. В первом случае диаграмма строится в координатах «десятичный логарифм долговечности $\lg N$ — накопленная частота Q » для каждого режима нагружения (рис. 8).

Семейство кривых усталости может быть получено следующим образом. Кривые распределения долговечности (рис. 8) пересекаются горизонталями, которые соответствуют разным Q . Отмечаются значения максимальной амплитуды напряжений σ_a (в соответствии с режимом нагружения) и долговечности $\lg N$, которые соответствуют точкам пересечения кривых и горизонталей [1]. Строятся кривые усталости в координатах «максимальная амплитуда

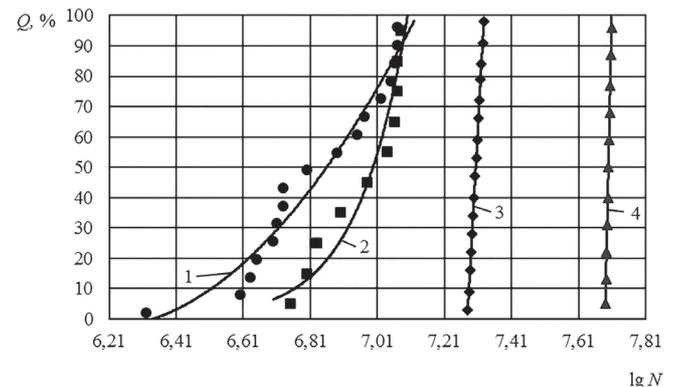


Рис. 8. Полная вероятностная диаграмма усталости в виде семейства кривых распределения долговечности: 1 — $\sigma_a = 100$ МПа; 2 — $\sigma_a = 85$ МПа; 3 — $\sigma_a = 75$ МПа; 4 — $\sigma_a = 55$ МПа

да напряжений σ_a — долговечность $\lg N$ » для $Q = 1, 10, 30, 50, 70, 90, 99\%$ (рис. 9).

По семейству кривых усталости строится кривая распределения предела выносливости. Проводится горизонталь, соответствующая числу циклов $N = 1,6 \cdot 10^7$ ($\lg N = 7,2$), и определяются значения предела выносливости на точках пересечения кривых с горизонталью [1] (табл. 1). На основе этих данных строится кривая распределения предела выносливости (рис. 10).

Среднее значение предела выносливости и его квадратическое отклонение

Размах варьирования предела выносливости (68—80 МПа) делится на равные интервалы (в дан-

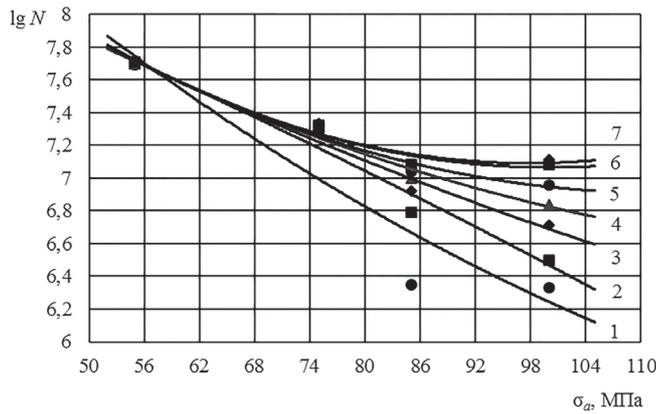


Рис. 9. Полная вероятностная диаграмма усталости в виде семейства кривых усталости: 1 — Q = 1%; 2 — Q = 10%; 3 — Q = 30%; 4 — Q = 50%; 5 — Q = 70%; 6 — Q = 90%; 7 — Q = 99%

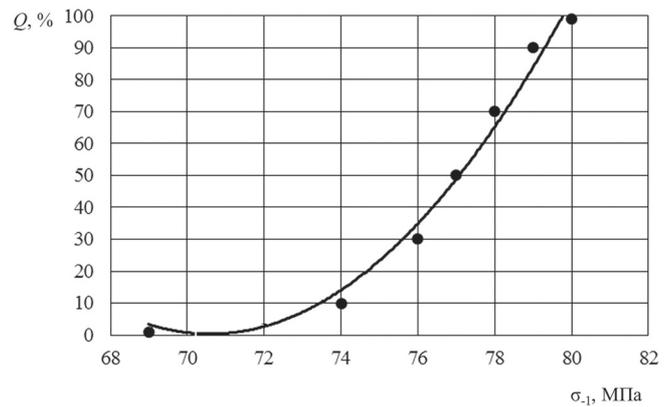


Рис. 10. Кривая распределения предела выносливости

Значения пределов выносливости

Таблица 1

Вероятность разрушения Q, %	0,01	0,1	0,3	0,5	0,7	0,9	0,99
Предел выносливости sigma_-1, МПа	69	74	76	77	78	79	80

ном случае — шесть равных интервалов по 2 МПа). Определяются характеристики:

$(\sigma_{-1})_i$ — предел выносливости в середине i -го интервала;

ΔQ_i — приращение вероятности внутри i -го интервала (табл. 2).

Таблица 2

Характеристики $(\sigma_{-1})_i$ и ΔQ_i

Номер интервала	$(\sigma_{-1})_i$, МПа	ΔQ_i	$\Delta Q_i \cdot (\sigma_{-1})_i$, МПа
1	69	0,02	1,38
2	71	0,03	2,13
3	73	0,05	3,65
4	75	0,16	12
5	77	0,34	26,18
6	79	0,4	31,6

Среднее значение предела выносливости и его квадратическое отклонение находятся по формулам:

$$\overline{\sigma_{-1}} = \sum_{i=1}^l \Delta Q_i \cdot (\sigma_{-1})_i = 76,94 \text{ МПа}; \quad (6)$$

$$S_{\sigma_{-1}} = \sqrt{\sum_{i=1}^l \Delta Q_i \cdot ((\sigma_{-1})_i - \overline{\sigma_{-1}})^2} = 2,32 \text{ МПа}. \quad (7)$$

Обработка видеозаписи эксперимента

Запись разделяется на отдельные кадры. Изображение проходит бинаризацию таким образом, что на нем остаются заметными только белый фон и изображение трещины. Ставится задача определения общего числа трещин, а также площади, центра тяжести, поперечных и продольных размеров каждой из них на каждом кадре видеозаписи.

Пусть прямоугольная матрица F , соответствующая бинарному изображению, обрабатывается методом построчной развертки (последовательно слева направо и сверху вниз). В зависимости от числового значения произвольного элемента f возможны следующие случаи:

$f(n_1, n_2) = 0$ — элемент соответствует пикселю, принадлежащему фону, и осуществляется переход к следующему элементу;

$f(n_1, n_2) = 1$ — выполняется анализ принадлежности элемента к какому-либо объекту. С этой целью рассматриваются два соседних, уже обработанных, элемента (строкой выше (*top*) и столбцом левее (*left*)). Если $left = top = 0$, то текущий элемент представляет собой начальную точку новой области (в таблице характеристик заводится новая строка). Если $left = 1$ и $top = 0$ (или $left = 0$ и $top = 1$), то элемент присоединяется к той же области, что и элемент $left$ в первом случае или top — во втором. Если $left = top = 1$ и при этом $left$ и top принадлежат одной области, то текущий элемент присоединяется к той же области; если же $left$ и top принад-

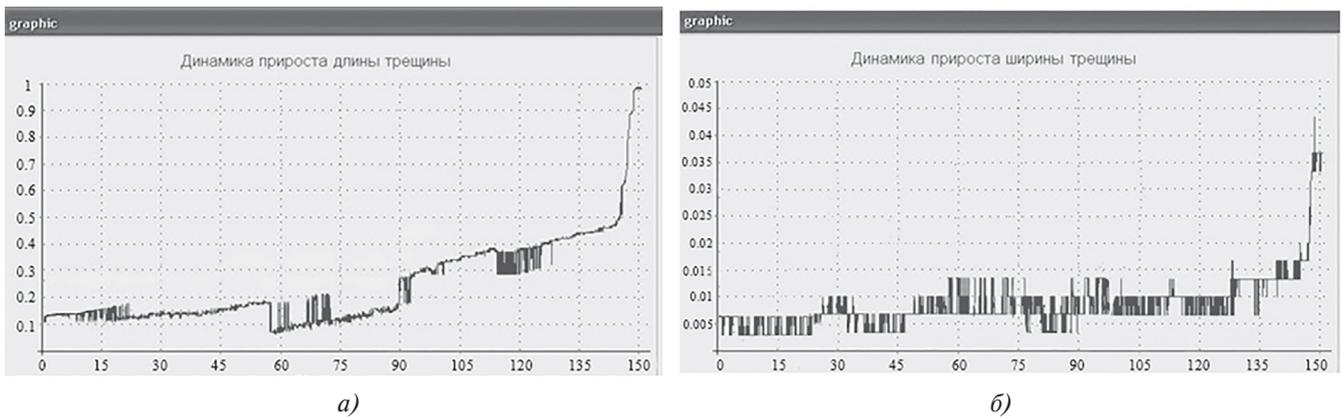


Рис. 11. Графики прироста габаритов трещины (координаты «расстояние—время»): *а* — диаграмма прироста длины; *б* — диаграмма прироста ширины

лежат разным областям, то эти области вместе с текущим элементом объединяются в одну общую область.

По итогам обработки видеозаписи может быть получена информация о динамике изменения габаритов трещины. Эта информация отображена в виде графика зависимости скорости роста трещины от времени ее роста (рис. 11).

Вначале трещина зарождается и постепенно подрастает. Процесс быстрого роста занимает лишь 5—10 % общего времени подрастания трещины до окончательного разрушения детали. Все остальное время приходится на зарождение и постепенное подрастание трещин. Развитие получают только те трещины, которые имеют достаточно большую длину и острую вершину. Одна из них и приводит к окончательному разрушению детали.

Выводы

На основе проведенных испытаний была построена экспериментальная линия усталости, определены значение и квадратическое отклонение долговечности, построены семейство кривых распределения долговечности, семейство кривых усталости, кривая распределения выносливости, определены среднее значение и квадратическое отклонение предела выносливости.

На основе обработки видеозаписей установлено, что 90—95% времени своего роста трещина растет медленно и не влияет на прочность конструкции в целом.

Полученные результаты позволяют спрогнозировать срок безопасной эксплуатации лопастей вертолета, что позволит предотвратить аварии. Результаты испытаний будут использованы для корректировки технологии производства лопастей на ЗАО «Улан-Удэнский лопастной завод».

Библиографический список

1. *Бохоева Л.А., Рогов В.Е., Курохтин В.Ю., Перевалов А.В., Чермошенцева А.С.* Определение ресурсных характеристик изделий авиационной техники на основе стендовых испытаний с использованием компьютерных технологий на примере лопасти винта вертолета // Системы. Методы. Технологии. 2015. №4 (28). С. 36-42.
2. *Небелов Е. В., Потоцкий М. В., Родионов А. В., Горский А. Н.* Механизм развития повреждений лопастей воздушного винта из композиционных материалов при воздействии поражающих элементов // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 1. С. 26-31.
3. *Мохов В.Ф.* Методики подготовки и проведения статических испытаний натуральных авиационных конструкций // Труды ЦАГИ. 1995. № 2615. С. 3-85.
4. *Пивоваров В.А., Семенухин Р.Л.* Рекомендации по установлению ресурсов вертолету Ми-2 // Научный вестник МГТУ ГА. 2012. № 5 (179). С. 107-113.
5. *Игнаткин Ю.М., Константинов С.Г.* Исследование аэродинамических характеристик несущего винта вертолета методом CFD // Труды МАИ. 2012. № 57. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=30875>
6. Расчеты и испытания на прочность в машиностроении. Методы механических испытаний металлов. Методы испытаний на усталость. ГОСТ 25.502-79. URL: <http://gostrf.com/normadata/1/4294848/4294848198.pdf>
7. *Гришанина Т.В., Квак Ч.* Применение метода конечных элементов к расчету нелинейных колебаний вращающейся лопасти // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 5. С. 296-299.
8. *Бохоева Л.А.* Особенности расчёта на прочность элементов конструкций из изотропных и композиционных материалов с допустимыми дефектами. — Улан-Удэ: Изд-во ВСГУТУ, 2007. — 192 с.
9. *Рудзей Г.В.* Обеспечение ресурса изделий на стадии производства // Труды ЦАГИ. 1999. Т. 1. № 2640. С. 748-753.

10. *Бохоева Л.А., Перевалов А.В., Чермошенцева А.С., Ергонов В.П., Рогов В.Е.* Разработка стендов для ресурсных испытаний изделий авиационной и другой техники // Вестник ВСГУТУ. 2013. № 6. С. 31-35.
11. *Бохоева Л.А., Перевалов А.В., Чермошенцева А.С., Курохтин В.Ю., Лыгденов Б.Д., Рогов В.Е.* Экспериментальное определение характеристик сопротивления усталости изделий авиационной техники // Вестник ВСГУТУ. 2013. № 5. С. 46-53.
12. *Бохоева Л.А., Пнёв А.Г.* Выбор и обоснование оптимальной технологии изготовления лопасти вертолета из композиционных материалов // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2011. № 5 (614). С. 37-42.
13. *Бохоева Л.А., Пнёв А.Г.* Технология изготовления лопасти вертолета из композиционных материалов // Механика XXI века. 2011. № 10. С. 46-51.
14. *Бохоева Л.А., Курохтин В.Ю., Филиппова К.А.* Испытание изделий авиационной техники с применением нового программного обеспечения для сбора, обработки данных и построения текущего состояния деформированного изделия // Вестник ВСГУТУ. 2015. № 4. С. 20-25.
15. *Нетфуллов Ф.Х., Огородов В.В., Шувалов В.А., Дворянкин А.В.* Способ динамических испытаний лопастей рулевого винта вертолёта на усталостную прочность. Патент РФ 2196313. Бюлл. № 1, 10.01.2003.
16. *Гайнутдинов В.Г., Басинов М.Е., Касумов Е.В., Шувалов В.А.* Численное моделирование для определения усталостных характеристик на ранних стадиях проектирования вертолетов // Поиск эффективных решений в процессе создания и реализации научных разработок в российской авиационной и ракетно-космической промышленности: Сборник трудов конференции. — Казань: Изд-во Казанского государственного технического университета. 2014. С. 13-16.
17. *Образцов И.Ф.* Строительная механика летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1986. — 536 с.
18. *Стрижжус В.Е.* Модифицированное расчетное уравнение усталости элементов авиационных конструкций // Научный вестник МГТУ ГА. 2007. № 9 (119). С. 141-148.
19. *Когаев В.П., Махутов Н.А., Гусенков А.П.* Расчеты деталей машин и конструкций на прочность и долговечность. — М.: Машиностроение, 1985. — 223 с.

HELICOPTER STRUCTURAL ELEMENTS AND COMPONENTS FATIGUE RESISTANCE TESTS

Bokhoeva L.A.^{1*}, Kurokhtin V.Yu.^{1}, Perevalov A.V.^{1***}, Rogov V.E.^{2****},
Pokrovskii A.M.^{3*****}, Chermoshentseva A.S.^{3*****}**

¹ East Siberia State University of Technology and Management,
40V, Klyuchevskaya str., Ulan-Ude, Republic of Buryatia, 670013, Russia

² Baikal institute of nature management SB RAS,
6, Sakhiyanova str., Ulan-Ude, Republic of Buryatia, 670047, Russia

³Bauman Moscow State Technical University,
MSTU, 5, 2-nd Baumanskaya str., Moscow, 105005, Russia

* e-mail: bohoeva@yandex.ru

** e-mail: kurokhtin91@gmail.com

*** e-mail: alex_radio_8714@mail.ru

**** e-mail: rogov54v@mail.ru

***** e-mail: ampokr@mail.ru

***** e-mail: asch-13@ya.ru

Abstract

The paper considered fatigue resistance testing of helicopter structural elements on the example of helicopter rotor blades samples testing. Endurance testing of aircraft equipment components and structural elements consists in laboratory reproduction of external disturbances corresponding to the standard operating conditions, cyclic loading and functioning. However, these tests do not include studies related to the gradual damages accumulation leading to cracks initiation and

propagation and finally to structural damage. In this regard, studying the process of cracks growth while full-scale tests of the samples presents special interest. The paper presents the brief description of blades full-scale tests process with concurrent video shooting. The samples are subjected to static loading, with subsequent additional bending load moment of variable sign. Video records of cracks growth were processed, and data on the crack subcritical growth time was obtained. This information is presented by the diagram, illustrating the

crack growth time dependence of the crack growth rate. The paper analyzes measuring and test equipment used while testing for recording values of tensions occurring in the studied samples, due to bending load of variable sign applied to them. Fatigue resistance characteristics were determined, and fatigue graph was plotted. Arithmetic mean and root-mean-square deviation of endurance limit stress are obtained also.

Keywords: lifetime tests, fatigue strength, probability chart, endurance limit, blade.

References

1. Bokhoveva L.A., Rogov V.E., Kurokhtin V.Yu., Perevalov A.V., Chermoshentseva A.S. *Sistemy. Metody. Tekhnologii*, 2015, no. 4 (28), pp. 36-42.
2. Nebelov E.V., Pototskii M.V., Rodionov A.V., Gorskii A.N. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2016, vol. 23, no. 1, pp. 26-31.
3. Mokhov V.F. *Trudy TsAGI*, 1995, no. 2615, pp. 3-85.
4. Pivovarov V.A., Semenikhin R.L. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2012, no. 5 (179), pp. 107-113.
5. Ignatkin Yu.M., Konstantinov S.G. *Trudy MAI*, 2012, no. 57, available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=30875>
6. *Raschety i ispytaniya na prochnost' v mashinostroenii. Metody mekhanicheskikh ispytanii metallov. Metody ispytanii na ustalost'. GOST 25.502-79*. (Calculations and strength tests mechanical engineering. Methods of metals mechanical testing. Fatigue testing methods. State Standard 25.502-79), Moscow, Standarty, 1986, 36 p.
7. Grishanina T.V., Kvak Ch. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2009, vol. 16, no. 5, pp. 296-299.
8. Bokhoveva L.A. *Osobennosti rascheta na prochnost' elementov konstruksii iz izotropnykh i kompozitsionnykh materialov s dopustimymi defektami* (Peculiarities of calculating the strength of structural elements made of isotropic and composite materials with possible defects), Ulan-Ude, VSGUTU, 2007, 192 p.
9. Rudzei G.V. *Trudy TsAGI*, 1999, vol. 1, no. 2640, pp. 748-753.
10. Bokhoveva L.A., Perevalov A.V., Chermoshentseva A.S., Ergonov V.P., Rogov V.E. *Vestnik VSGUTU*, 2013, no. 6, pp. 31-35.
11. Bokhoveva L.A., Perevalov A.V., Chermoshentseva A.S., Kurokhtin V.Yu., Lygdenov B.D., Rogov V.E. *Vestnik VSGUTU*, 2013, no. 5, pp. 46-53.
12. Bokhoveva L.A., Pnev A.G. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Mashinostroenie*, 2011, no. 5 (614), pp. 37-42.
13. Bokhoveva L.A., Pnev A.G. *Mekhaniki XXI veku*, 2011, no. 10, pp. 46-51.
14. Bokhoveva L.A., Kurokhtin V.Yu., Filippova K.A. *Vestnik VSGUTU*, 2015, no. 4, pp. 20-25.
15. Netfullov F.Kh., Ogorodov V.V., Shuvalov V.A., Dvoryankin A.V. *Patent RU 2196313*, 10.01.2003.
16. Gainutdinov V.G., Basinov M.E., Kasumov E.V., Shuvalov V.A. *Poisk effektivnykh reshenii v protsesse sozdaniya i realizatsii nauchnykh razrabotok v rossiiskoi aviatsionnoi i raketno-kosmicheskoi promyshlennosti. Sbornik statei*, Kazan, Kazanskii gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet, 2014, pp. 13-16.
17. Obraztsov I.F. *Stroitel'naya mekhanika letatel'nykh apparatov* (Structural mechanics of aircrafts), Moscow, Mashinostroenie, 1986, 536 p.
18. Strizhius V.E. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2007, no. 9 (119), pp. 141-148.
19. Kogaev V.P., Makhutov N.A., Gusenkov A.P. *Raschety detalei mashin i konstruksii na prochnost' i dolgovechnost'* (Machine parts and structures strength and durability Calculations), Moscow, Mashinostroenie, 1985, 223 p.