

УДК 539.3

Определение ресурсных характеристик изделий авиационной техники на основе стендовых испытаний с использованием компьютерных технологий на примере лопасти винта вертолета

Л.А. Бохоева^{1 a}, В.Е. Рогов^{2 b}, В.Ю. Курохтин^{1 c}, А.В. Перевалов^{1 d}, А.С.Чермошенцева^{3 e}

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

²Байкальский институт природопользования Сибирского отделения РАН, Улан-Удэ, ул. Сахьяновой 8, Республика Бурятия, Россия

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

^abohovea@yandex.ru, ^brogov54v@mail.ru, ^ckurokhtin91@gmail.com, ^dalex_radio_8714@mail.ru, ^eanechka227@yandex.ru

Статья получена 2.10.2015, принята 7.11.2015

В статье исследован вопрос определения ресурсных характеристик изделий авиационной техники, а также характеристик их усталостной прочности на примере испытаний лопастей несущего винта вертолета. Изложены общие сведения о ресурсных испытаниях и их значении в процессе производства и эксплуатации воздушных судов. Приведено краткое описание процесса ресурсных испытаний лопастей. Рассмотрена контрольно-измерительная система, используемая в процессе испытаний для записи значений напряжений, возникающих в испытываемых образцах вследствие приложения к ним знакопеременной изгибающей нагрузки. Контрольно-измерительная система структурно разделяется на два уровня: нижний, включающий в себя измерительную часть системы, и верхний, на котором расположено рабочее место оператора. Приведено описание программного обеспечения, используемого для вывода информации на экран компьютера и на печать. Рассмотрены две возможные методики обработки экспериментальных данных: построение экспериментальной линии и полных вероятностных диаграмм усталости. Выбор конкретной методики зависит от требуемой точности результатов. По результатам испытаний построен график линии усталости, определены коэффициенты, входящие в ее уравнение. Описана методика построения полных вероятностных диаграмм усталости. Диаграмма усталости построена в виде семейства кривых распределения долговечности и семейства кривых усталости, соответствующих различным значениям оценок вероятности разрушения. По данным диаграммы семейства кривых усталости построена кривая распределения долговечности. Вычислены среднее значение предела выносливости и его квадратическое отклонение. Полученные результаты имеют практическое значение для прогнозирования срока безопасной эксплуатации лопастей винта вертолета.

Ключевые слова: ресурсные испытания; усталостная прочность; долговечность; вероятностная диаграмма усталости; предел выносливости; лопасть винта вертолета.

Determining resource characteristics of aviation technology products based on the bench tests with the usage of computer technologies on the example of helicopter rotor blade

L.A. Bokhovea^{1 a}, V.E.Rogov^{2 b}, V.Yu. Kurokhtin^{1 c}, A.V. Perevalov^{1 d}, A.S. Chermoshentseva^{3 e}

¹East Siberia State University of Technology and Management; 40V, Kluchevskaya St., Ulan-Ude, Republic of Buryatia, Russia

²Baikal Institute of Nature Management, Siberian branch of the Russian Academy of Sciences; 6, Sakhyanova St., Ulan-Ude, Republic of Buryatia, Russia

³Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Baumanskaya 2-ya str., 5/1, Russia

^abohovea@yandex.ru, ^brogov54v@mail.ru, ^ckurokhtin91@gmail.com, ^dalex_radio_8714@mail.ru, ^eanechka227@yandex.ru

Received 2.10.2015, accepted 7.11.2015

The article deals with the issue of determining resource characteristics of aviation technology products, as well as the characteristics of their fatigue strength on the example of helicopter rotor blade. General information about life tests and their importance in the production and operation of aviation technology has been provided. A brief description of the life tests of the blades has been given. The control and measuring system has been reviewed which had been used in the process of testing for recording values of stresses arising in the test samples as a result of the application of alternating bending load to them. Control and measuring system is structurally divided into two levels: the lower level, including a measurement part of the system, and the top level, on which the operator station is located. The description of the software used to display and print information has been given. Two possible methods of experimental data processing have been considered: the plotting of an experimental fatigue line and the plotting of complete probabilistic fatigue charts. Selection of a particular method depends on the desired accuracy of the results. According to test results the fatigue line has been plotted and coefficients included in its equation have been determined. A method for plotting of complete probabilistic fatigue

charts has been described. Fatigue diagram plotted as an assemblage of durability distribution curves and as an assemblage of fatigue curves corresponding to different values of destruction probability estimates. According to the chart of an assemblage of fatigue curves the curve of durability distribution has been plotted. The mean value of the endurance limit and its standard deviation have been calculated. The obtained results are of practical importance for the prediction of the safe operation time of the helicopter rotor blades.

Key words: life tests; fatigue strength; durability; probabilistic fatigue chart; endurance limit; helicopter rotor blade.

Введение. Необходимость предотвращения усталостного разрушения элементов конструкций авиационной техники продиктована требованиями безопасности эксплуатации воздушных судов. Решение этой проблемы требует применения комплексного метода диагностики и прогнозирования возникновения усталостных микротрещин и их дальнейшего развития в процессе эксплуатации летательного аппарата. В частности, возникает необходимость промежуточных испытаний образцов элементов авиационных конструкций и разработки специальной системы контроля этих испытаний.

Каждое серийное изделие авиационной техники проходит стендовые испытания, целью которых являются проверка качества производства и сборки, приработка и отладка агрегатов и систем. Программа таких испытаний составляется либо как длительная, соответствующая программе государственных испытаний, либо как ускоренная эквивалентно циклическая, имитирующая условия эксплуатации, с увеличением доли наиболее напряженных и переменных режимов. Ряд ответственных деталей в процессе доводки проверяется испытаниями в течение двух и трех ресурсов изделия [1; 3; 4]. Для ускорения выявления дефектов могут проводиться длительные испытания при значительном превышении параметров нагружения. Программа ресурсных периодических испытаний отдельного агрегата разрабатывается на основе программы государственных испытаний и соответствует ей по общей продолжительности, разбивке по этапам и режимам.

После завершения испытаний производится полная разборка изделия, промывка, осмотр и дефектация его узлов и деталей. Микрометрическим обмером определяются износ, вытяжка, деформации нагруженных деталей, проверяются балансировка роторов, затяжка ответственных резьбовых соединений. Специальными методами, принятыми в данном производстве — рентгеноскопическим, люминесцентным, токовихревым, — проверяют отсутствие микротрещин. Покупные агрегаты, узлы, подшипники направляют на обследование предприятию-изготовителю. Общим требованием к состоянию деталей после испытания является отсутствие дефектов аварийного характера, препятствующих дальнейшему продолжению испытаний.

Положительные результаты периодических испытаний подтверждают кондиционность всей партии агрегатов, узлов и деталей, выпущенных заводом в этом квартале (полугодии) [1; 3]. Агрегат, прошедший последнее по времени комиссионное испытание, по своей компоновке является эталоном для последующего периода серийного производства. Если в ходе испытаний или при разборке обнаруживаются дефекты аварийного характера, то испытания считаются неудовлетворительными. После выяснения причин дефекта заказчиком могут быть разрешены повторные испытания.

Действительные свойства и качество изделия в полной мере выявляются только в условиях эксплуатации. Существует множество маловероятных дефектов, которые не отмечаются даже при длительных испытаниях, но неизбежно обнаруживаются в процессе эксплуатации [2; 12]. Информация о возникающих в ходе эксплуатации отказах, дефектах, затруднениях в осмотре оборудования, ремонте регулярно поступает в конструкторские бюро и на серийные заводы, которые должны по всем отмеченным замечаниям принять необходимые меры, т. е. разработать, проверить и ввести в серийное производство рациональные конструктивные и технологические мероприятия [3]. При серийном производстве также совершенствуется технология изготовления, термообработки, контроля, отладки элементов агрегата или узла. Установление ресурса изделия осуществляется в соответствии с нормативными документами.

Испытания квалифицируются как успешные, если при их проведении не было разрушений испытываемых агрегатов и узлов, а также отказов и дефектов других основных деталей, которые в эксплуатационных условиях могут привести к отказам с опасными последствиями.

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 лопастей вертолета [5; 6; 10; 11; 13; 15; 19].

Для этого разработана конструкторская документация и изготовлены четыре стенда для испытаний на усталостную прочность (рис. 1 и 2): стенд для испытания среднего участка лопасти винта в плоскости тяги с подключением противообледенительной системы и без нее; стенд для испытания комлевого участка лопасти несущего винта вертолета в плоскости вращения; стенд для испытания комлевого участка лопасти несущего винта вертолета в плоскости тяги [17; 23].



Рис. 1. Схема стендов для испытаний на усталостную прочность

Конструкция стендов подвергнута максимальной унификации. Фиксация образцов во время испытаний осуществляется с помощью клиновидных заделок или Т-образных металлических наконечников.

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 [7–9; 20–22]. На образцы прикладывается растягивающая статическая нагрузка, после чего происходит дополнительное их нагружение знакопеременным изгибающим моментом. Вследствие этого в образце возникают напряжения, изменяющиеся по симметричному циклу. На каждом уровне нагружения происходит трехкратная запись напряжений в режиме реального времени с помощью комплекса тензометрической аппаратуры и контрольно-измерительной системы.

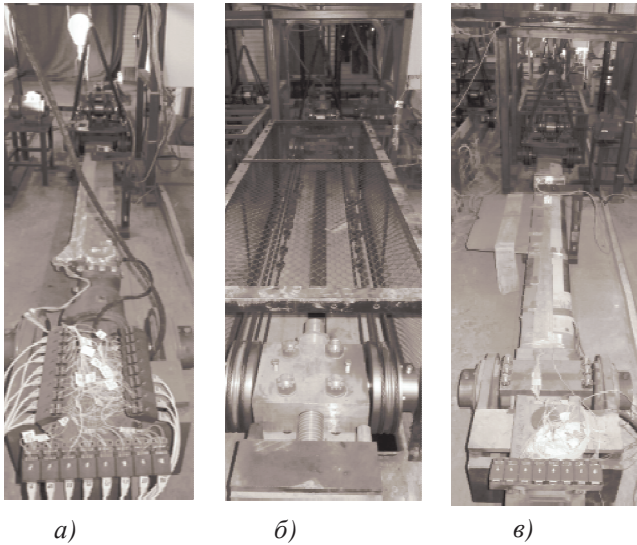


Рис. 2. Стенды для испытаний на усталостную прочность: а) для испытания комлевого участка лопасти вертолета в плоскости тяги; б) для испытания комлевого участка лопасти вертолета в плоскости вращения; в) для испытания среднего участка лопасти вертолета в плоскости тяги

Контрольно-измерительная система. Структурная схема контрольно-измерительной системы изображена на рис. 3. Система разделена на два уровня:

- верхний, который включает в себя рабочее место оператора;
- нижний, представляющий собой измерительную часть системы, строго разделенную по четырем испытательным стендам.

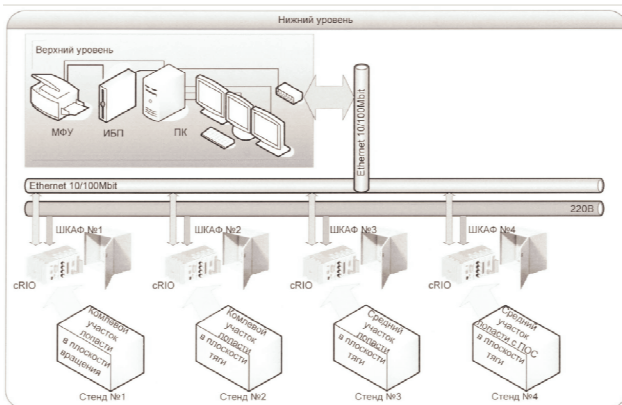


Рис. 3. Схема контрольно-измерительной системы: МФУ — многофункциональное устройство; ИБП — источник бесперебойного питания

ребойного питания; ПК — персональный компьютер; cRIO — промышленный контроллер

Электрическое питание оборудования верхнего уровня осуществляется от источника бесперебойного питания (ИБП), а при его отсутствии — от стандартной сети напряжением 220 В и частотой 50 Гц. Ядром рабочего места оператора является персональный компьютер (ПК). Он предназначен для выполнения программного обеспечения верхнего уровня. В ПК поступает измерительная информация от подсистемы нижнего уровня по сети Ethernet. С помощью ПК ведутся настройка испытаний на стендах и отображение данных в процессе испытания изделий, калибровка измерительных каналов, просмотр протоколов испытаний. Вывод информации производится на экран монитора и печатающее устройство (принтер). Ввод информации от пользователя (оператора станда) осуществляется посредством клавиатуры и манипулятора типа «мышь». Протоколы испытания изделий записываются на жесткий диск ПК, в базу данных. Имеется возможность архивации протоколов для длительного хранения на перезаписываемом оптическом диске (DVD-RW) с помощью внешних программ (например, Ahead Nero Burning ROM) или встроенными средствами Windows [7].

Электрическое питание оборудования нижнего уровня осуществляется от стандартной сети напряжением 220 В частотой 50 Гц. Часть измерительного оборудования нижнего уровня системы смонтирована в четыре электротехнических шкафа, подключаемых к системе верхнего уровня по сети Ethernet.

Ядром измерительной подсистемы испытательного станда является промышленный контроллер (cRIO). Он предназначен для выполнения специального программного обеспечения (далее ПО) нижнего уровня. Программное обеспечение выполняется на контроллере cRIO-9022.

Вывод информации на экран компьютера производится с помощью специального программного обеспечения.

Главное окно программы разбито на четыре основных информационно-управляющих блока, соответствующих четырем испытательным стендам (рис. 4).

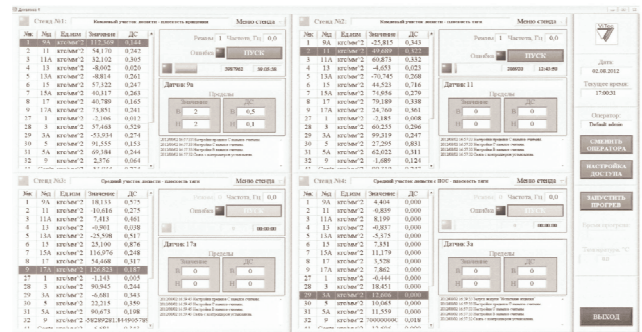


Рис. 4. Главное окно программного обеспечения

Экспериментальная линия усталости. В процессе анализа результатов испытаний в зависимости от выбранной методики строятся экспериментальные линии усталости либо полные вероятностные диаграммы усталости [16; 18].

Для построения экспериментальной усталостной линии проводились испытания восьми образцов. На рис. 5 представлен результирующий график, построенный в координатах «амплитуда переменных напряжений σ_a , МПа — десятичный логарифм числа циклов нагружения до разрушения N ».

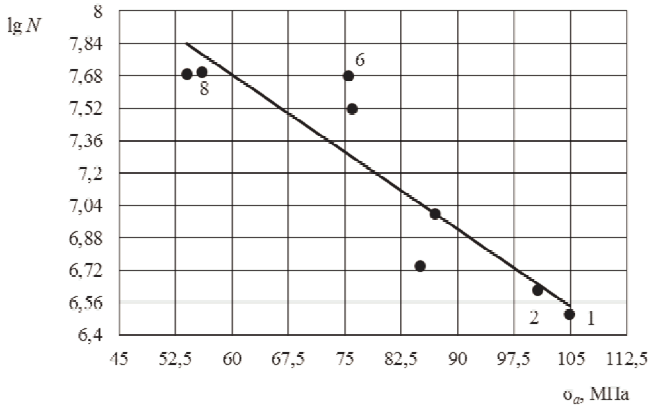


Рис. 5. График линии усталости

На графике видно, что уменьшение амплитуды напряжений приводит к увеличению количества циклов, которые образец способен выдержать без разрушения. В качестве пояснения в табл. 1 приведены значения количества циклов, которые образцы выдержали до разрушения, в зависимости от амплитуды переменных напряжений, возникающих в образце вследствие приложения к нему переменной нагрузки.

Предварительно задаваемое количество циклов нагружения называется базой испытаний и обозначается N_6 . В данном случае база испытаний равна $51 \cdot 10^6$ циклов. При проведении более длительных испытаний было установлено, что в рабочем диапазоне эксплуатационных температур и при обычных атмосферных условиях образцы, выдержавшие $51 \cdot 10^6$ циклов нагружения, не разрушаются и далее.

Значение амплитуды напряжений, при амплитудах меньших и равной которому образцы не разрушаются по достижении базы испытаний, называется пределом выносливости при симметричном цикле и обозначается σ_{-1} . Как видно из результатов испытаний, в данном случае предел выносливости при симметричном цикле равен 56 МПа.

Таблица 1

Количество циклов до разрушения образца в зависимости от амплитуды переменных напряжений

Номер образца в соответствии с рис. 5	Значение амплитуды переменных напряжений σ_a , МПа	Десятичный логарифм числа циклов до разрушения образца $\lg N$	Количество циклов до разрушения образца N
1	104,9	6,5	$3,3 \cdot 10^6$
2	100,6	6,62	$4,2 \cdot 10^6$
6	75,5	7,68	$48 \cdot 10^6$
8	56	7,7	$51 \cdot 10^6$

Уравнение линии усталости имеет вид:

$$\sigma_a + K \cdot \lg N = \sigma_{-1} + K \cdot \lg N_6, \quad (1)$$

где σ_{-1} — предел выносливости ($\sigma_{-1} = 56$ МПа); N_6 — база испытаний ($N_6 = 51 \cdot 10^6$ циклов, $\lg N_6 = 7,7$); K — коэффициент наклона; σ_a и N — координаты какой-либо точки, принадлежащей линии.

Например, возьмем точку 2 с координатами $\sigma_a = 100,6$ МПа и $N = 4,2 \cdot 10^6$ циклов ($\lg N = 6,62$). Теперь выразим из (1) коэффициент наклона K :

$$K = \frac{\sigma_{-1} - \sigma_a}{\lg N - \lg N_6} = \frac{56 - 100,6}{6,62 - 7,7} = 41,3. \quad (2)$$

Тогда получим окончательное выражение для линии усталости в виде:

$$\sigma_a + 41,3 \cdot \lg N = 56 + 41,3 \cdot 7,7 \quad (3)$$

или:

$$\lg N = -0,024 \cdot \sigma_a + 9,056. \quad (4)$$

Полная вероятностная диаграмма усталости.

Следует отметить, что предел выносливости при симметричном цикле и число циклов до разрушения являются случайными величинами, поэтому процесс усталостного разрушения носит статистический характер, и построение линии усталости по результатам испытаний относительно небольшого числа образцов чревато появлением погрешностей. В этой связи для получения более точных результатов целесообразно строить полные вероятностные диаграммы усталости по результатам испытаний большого числа образцов.

Вероятностные диаграммы усталости строятся по методике, описанной в [16]. Испытания проводятся на нескольких уровнях переменного нагружения до разрушения (в нашем случае испытания проводились при четырех режимах нагружения — максимальная амплитуда переменных напряжений σ_{max} составляла соответственно 100, 85, 75 и 55 МПа). Затем на основе результатов испытаний серии из n образцов при постоянном уровне нагружения (в нашем случае $n = 28$) создается вариационный ряд, в котором результаты располагаются в порядке увеличения долговечности (т. е. количества циклов, которое образец выдержал до разрушения):

$$\lg N_1 < \lg N_2 < \dots < \lg N_i < \dots < \lg N_n. \quad (5)$$

Среднее арифметическое логарифма долговечности определяется по формуле:

$$\overline{\lg N} = \frac{\sum_{i=1}^n \lg N_i}{n}. \quad (6)$$

Подставляя в эту формулу значения, полученные в результате испытаний, получаем:

$$\overline{\lg N} = 7,701. \quad (7)$$

В свою очередь рассеяние значений $\lg N$ около среднего значения определяется среднеквадратичным отклонением, вычисляемым по формуле:

$$S_{\lg N} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \cdot \left(\sum_{i=1}^n \lg^2 N_i - \frac{1}{n} \cdot \left(\sum_{i=1}^n \lg N_i \right)^2 \right)}. \quad (8)$$

В нашем случае:

$$S_{\lg N} = 0,0032. \quad (9)$$

Для построения полной вероятностной диаграммы усталости, кроме значений долговечности $\lg N$, необходимо знать так называемые оценки вероятности разрушения (накопленные частоты), вычисляемые по формуле [15]:

$$P_i = \frac{i - 0,5}{n} \cdot 100\%, \quad (10)$$

где i — номер образца в вариационном ряду (см. формулу (5)); n — количество образцов, испытанных при данном уровне нагружения ($n = 28$).

Полная вероятностная диаграмма усталости может быть представлена в виде семейства кривых распределения долговечности или семейства кривых усталости, соответствующих различным значениям оценок P . В первом случае она строится в координатах «десятичный логарифм числа циклов нагружения до разрушения (логарифм долговечности) $\lg N$ — накопленная частота P ». Полученная по результатам испытаний диаграмма в виде семейства кривых распределения долговечности для каждого из четырех режимов нагружения представлена на рис. 6.

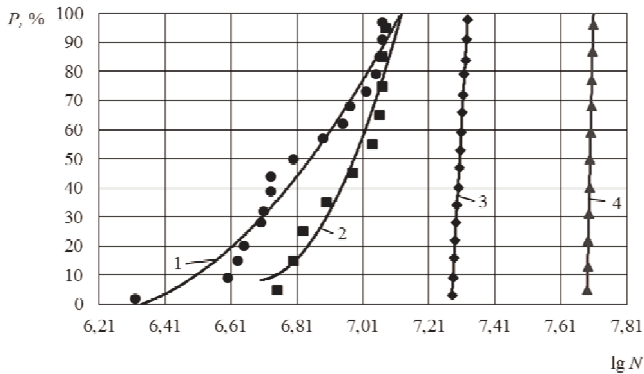


Рис. 6. Полная вероятностная диаграмма усталости в виде семейства кривых распределения долговечности: 1 — кривая распределения долговечности при $\sigma_{\max} = 100 \text{ МПа}$, 2 — кривая распределения долговечности при $\sigma_{\max} = 85 \text{ МПа}$, 3 — кривая распределения долговечности при $\sigma_{\max} = 75 \text{ МПа}$, 4 — кривая распределения долговечности при $\sigma_{\max} = 55 \text{ МПа}$

Кривые усталости, соответствующие различным значениям оценок вероятности разрушения P (второй случай), могут быть получены следующим образом. Кривые распределения долговечности (рис. 6) рассекаются горизонтальными линиями, соответствующими различным значениям P , после чего фиксируются зна-

чения максимальной амплитуды переменных напряжений σ_{\max} (в соответствии с режимом нагружения) и логарифма долговечности $\lg N$, соответствующие точке пересечения кривой с горизонталью. На основе полученных значений строятся кривые усталости в координатах «максимальная амплитуда переменных напряжений σ_{\max} — логарифм долговечности $\lg N$ » для различных значений оценок вероятности разрушения P [16]. Чаще всего на практике выбирают следующие значения оценок вероятностей: 1, 10, 30, 50, 70, 90 и 99 %. Полученное семейство кривых усталости представлено на рис. 7.

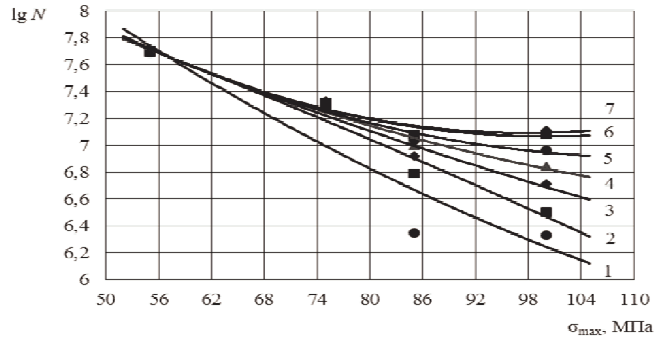


Рис. 7. Полная вероятностная диаграмма усталости в виде семейства кривых усталости: 1 — кривая усталости, соответствующая вероятности разрушения 1 %; 2 — кривая усталости, соответствующая вероятности разрушения 10 %; 3 — кривая усталости, соответствующая вероятности разрушения 30 %; 4 — кривая усталости, соответствующая вероятности разрушения 50 %; 5 — кривая усталости, соответствующая вероятности разрушения 70 %; 6 — кривая усталости, соответствующая вероятности разрушения 90 %; 7 — кривая усталости, соответствующая вероятности разрушения 99 %

Далее с кривых усталости снимают значения пределов выносливости. Для этого проводят горизонталь, соответствующую определенному значению числа циклов, и фиксируют значения предела выносливости для каждой из кривых, соответствующие точке пересечения кривой с горизонталью. Так, при $N = 1,6 \cdot 10^7$ циклов ($\lg N = 7,2$) получаем значения, приведенные в табл. 2.

По этим результатам (табл. 2) строится кривая распределения предела выносливости [17] (рис. 8).

Таблица 2

Значения пределов выносливости

Вероятность разрушения P , %	0,01	0,1	0,3	0,5	0,7	0,9	0,99
Предел выносливости σ_{\max} , МПа	69	74	76	77	78	79	80

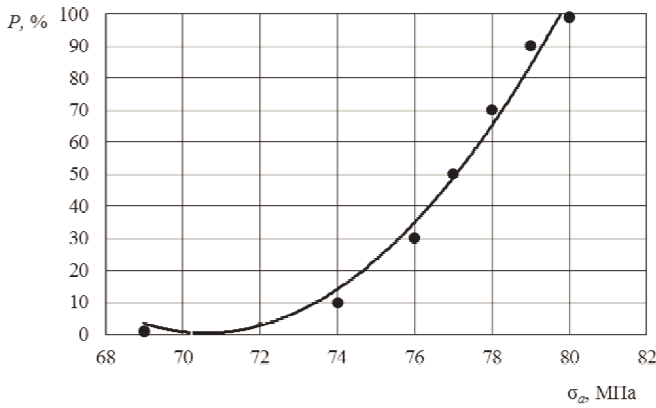


Рис. 8. Кривая распределения предела выносливости

Среднее значение предела выносливости и его квадратическое отклонение. Для определения среднего значения предела выносливости и его квадратического отклонения размах варьирования предела выносливости (68–80 МПа) делится на 6 равных интервалов по 2 МПа. Определяются следующие характеристики [18]:

$(\sigma_{-1})_i$ — значение предела выносливости в середине i -того интервала;

ΔP_i — приращение вероятности внутри i -того интервала.

Полученные значения заносятся в табл. 3.

Таблица 3

Определение характеристик $(\sigma_{-1})_i$ и ΔP_i

Номер интервала	Значения предела выносливости на границах интервала, МПа	$(\sigma_{-1})_i$, МПа	Значения вероятности на границах интервала	ΔP_i	$\Delta P_i \cdot (\sigma_{-1})_i$, МПа
1	68–70	69	0–0,02	0,02	1,38
2	70–72	71	0,02–0,05	0,03	2,13
3	72–74	73	0,05–0,1	0,05	3,65
4	74–76	75	0,1–0,26	0,16	12
5	76–78	77	0,26–0,6	0,34	26,18
6	78–80	79	0,6–1	0,4	31,6

Далее вычисляется среднее значение предела выносливости по формуле [19]:

$$\overline{\sigma_{-1}} = \sum_{i=1}^l \Delta P_i \cdot (\sigma_{-1})_i, \quad (11)$$

где l – общее количество интервалов ($l = 6$).

Подставляя наши данные, имеем:

$$\overline{\sigma_{-1}} = 76,94 \text{ МПа}. \quad (12)$$

Квадратическое отклонение предела выносливости вычисляется по формуле [20]:

$$S_{\sigma_{-1}} = \sqrt{\sum_{i=1}^l \Delta P_i \cdot ((\sigma_{-1})_i - \overline{\sigma_{-1}})^2}. \quad (13)$$

После подстановки всех вычисленных значений получаем:

$$S_{\sigma_{-1}} = 2,32 \text{ МПа}. \quad (14)$$

Заключение

Таким образом, по итогам проведения испытаний был построен график усталости, определены среднее арифметическое значение и среднее квадратическое отклонение логарифма долговечности, построены семейства кривых распределения долговечности и кривых усталости, кривая распределения выносливости и определены среднее значение и среднее квадратическое отклонение предела выносливости.

Полученные результаты имеют большое значение для безопасности эксплуатации воздушных судов, поскольку позволяют дать прогноз ресурса (срока безопасной эксплуатации) лопастей вертолета, что необходимо для предотвращения аварийных ситуаций, угрожающих гибелью экипажа и пассажиров. Данные результатов испытаний будут использованы для дальнейшего совершенствования технологии производства лопастей вертолета на ЗАО «Улан-Удэнский лопастной завод».

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ. Проект №15-38-50484 мол_нр "Устойчивость тонкостенных элементов конструкций из слоистых композиционных материалов с учетом межслойных дефектов".

Литература

1. Бохова Л.А., Перевалов А.В., Чермошнцева А.С., Курохтин В.Ю., Лыгденов Б.Д., Рогов В.Е. Экспериментальное определение характеристик сопротивления усталости изделий авиационной техники // Вестн. ВСГУТУ. 2013. № 5. С. 46-53.
2. Rogov V.E., Bokhueva L.A., Filippova X.A. Research of interlaminar defects of an elliptic form in elements designs from layered materials // Advanced Materials Research. 2014. Vol. 875-877. P. 624-628.
3. Бохова Л.А., Перевалов А.В., Чермошнцева А.С., Ергонов В.П., Рогов В.Е. Разработка стендов для ресурсных испытаний изделий авиационной и другой техники // Вестн. ВСГУТУ. 2013. № 6. С. 31-35.
4. Образцов И.Ф. Строительная механика летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1986. 536 с.
5. Бохова Л.А., Курохтин В.Ю., Чермошнцева А.С., Перевалов А.В. Моделирование и технология изготовления конструкций авиационной техники из композиционных материалов // Вестн. ВСГУТУ. 2013. № 2. С. 12-18.
6. Курохтин В. Ю. Моделирование увеличенного люка из композиционных материалов в грузовой створке вертолета Ми-171 // Ползуновский альманах. 2013. № 2. С. 106-110.
7. Newman S. The compound helicopter configuration and the helicopter speed trap // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 1997. Vol. 69, № 5. P. 407-413.
8. Игнаткин Ю. М., Константинов С. Г. Исследование аэродинамических характеристик несущего винта вертолета методом CFD // Труды МАИ. 2012. № 57. С. 2-3.
9. Sanches L., Michon G., Berlioz A., Alazard D. Parametrically excited helicopter ground resonance dynamics with high

blade asymmetries // Journal of Sound and Vibration. 2012. Vol. 331, № 16. P. 3897-3913.

10. Бохоева Л.А., Зайцев В.А. Комплексное моделирование каркаса фонаря кабины вертолета из композиционных материалов // Вестн. Казан. гос. техн. ун-та им. А.Н. Туполева. 2012. № 1. С. 5-9.

11. Бохоева Л.А., Пнёв А.Г. Выбор и обоснование оптимальной технологии изготовления лопасти вертолета из композиционных материалов // Изв. высш. учеб. заведений - Машиностроение. 2011. № 5. С. 37-42.

12. Бохоева Л.А. Исследование устойчивости пластин из слоистых композиционных материалов с дефектами типа сквозное отслоение // Изв. высш. учеб. заведений - Машиностроение. 2007. № 2. С. 7-16.

13. Бохоева Л.А., Пнев А.Г. Технология изготовления лопасти вертолета из композиционных материалов // Механика XXI века. 2011. № 10. С. 46-51.

14. Murugan S., Chowdhury R., Adhikari S., Friswell M.I. Helicopter aeroelastic analysis with spatially uncertain rotor blade properties // Aerospace Science and Technology. 2012. Vol. 16, № 1. P. 29-39.

15. Бохоева Л.А., Пнев А.Г., Дамдинов Т.А. Моделирование и технология изготовления лопасти вертолета из композиционных материалов // Системы. Методы. Технологии. 2011. № 10. С. 16-20.

16. Когаев В.П., Махутов Н.А., Гусенков А.П. Расчеты деталей машин и конструкций на прочность и долговечность. М.: Машиностроение, 1985. 223 с.

17. ГОСТ 25.502-79. Расчеты и испытания на прочность в машиностроении. Методы механических испытаний металлов. Методы испытаний на усталость. Введ. 01.01.81. М.: Изд-во стандартов, 1986. 36 с.

18. Курокhtин В. Ю. Определение усталостных прочностных характеристик авиационных изделий на основе ресурсных испытаний // Механика XXI века. 2015. № 14. С. 22-28.

19. Бохоева Л.А., Балданов А.Б., Зайцев В.А. Моделирование лопасти ветрогенератора из композиционных материалов // Вестн. ВСУТУ. 2013. № 2. С. 24-29.

20. Pawar P.M., Ganguli R. On the effect of progressive damage on composite helicopter rotor system behavior // Composite Structures. 2007. Vol. 78, № 3. P. 410-423.

21. Pawar P.M., Ganguli R. Genetic fuzzy system for online structural health monitoring of composite helicopter rotor blades // Mechanical Systems and Signal Processing. 2007. Vol. 21, № 5. P. 2212-2236.

22. Ekici K., Hall K.C., Dowell E.H. Computationally fast harmonic balance methods for unsteady aerodynamic predictions of helicopter rotors // Journal of Computational Physics. 2008. Vol. 227, № 12. P. 6206-6225.

23. Chae S., Yee K., Yang C., Aoyama T., Jeong S., Obayashi S. Helicopter rotor shape optimization for the improvement of aeroacoustic performance in hover // Journal of Aircraft. 2010. Vol. 47, № 5. P. 1770-1783.

References

1. Bokhovea L.A., Perevalov A.V., Chermoshentseva A.S., Kurokhtin V.Yu., Lygdenov B.D., Rogov V.E. Experimental determination of fatigue characteristics of products of aircraft equipment // ESSUTM Bulletin. 2013. № 5. P. 46-53.

2. Rogov V.E., Bokhovea L.A., Filippova X.A. Research of interlaminar defects of an elliptic form in elements designs from layered materials // Advanced Materials Research. 2014. Vol. 875-877. P. 624-628.

3. Bokhovea L.A., Perevalov A.V., Chermoshentseva A.S., Ergonov V.P., Rogov V.E. Developing of stands for endurance tests of products of aeronautical and other equipment // ESSUTM Bulletin. 2013. № 6. P. 31-35.

4. Obraztsov I.F. Structural mechanics of aircraft. M.: Mashinostroenie, 1986. 536 p.

5. Bokhovea L.A., Kurokhtin V.Yu., Chermoshentseva A.S., Perevalov A.V. Modeling and manufacturing technology of aeronautical constructions from composite materials // ESSUTM Bulletin. 2013. № 2. P. 12-18.

6. Kurokhtin V. Yu. Modeling of enlarged hatch made of composite materials in the cargo door of Mi-171 helicopter // Polzunovskii al'manakh. 2013. № 2. P. 106-110.

7. Newman S. The compound helicopter configuration and the helicopter speed trap // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 1997. Vol. 69, № 5. P. 407-413.

8. Ignatkin Yu. M., Konstantinov S. G. The study of aerodynamic characteristics of the helicopter rotor by CFD method // Trudy MAI. 2012. № 57. P. 2-3.

9. Sanches L., Michon G., Berlioz A., Alazard D. Parametrically excited helicopter ground resonance dynamics with high blade asymmetries // Journal of Sound and Vibration. 2012. Vol. 331, № 16. P. 3897-3913.

10. Bokhovea L.A., Zaitsev V.A. Complex modeling framework helicopter canopy made of composite materials // Vestnik KGTU im. A.N. Tupoleva. 2012. № 1. P. 5-9.

11. Bokhovea L.A., Pnev A.G. Selection and justification of optimal technology of faith-toleta blades made of composite materials // Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building. 2011. № 5. P. 37-42.

12. Bokhovea L.A. Investigation of the stability Pla Springsteen made of laminated composite materials with de-type crys- through detachment // Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building. 2007. № 2. P. 7-16.

13. Bokhovea L.A., Pnev A.G. Manufacturing technology of helicopter blade from composite materials // Mekhanika XXI veku. 2011. № 10. P. 46-51.

14. Murugan S., Chowdhury R., Adhikari S., Friswell M.I. Helicopter aeroelastic analysis with spatially uncertain rotor blade properties // Aerospace Science and Technology. 2012. Vol. 16, № 1. P. 29-39.

15. Bokhovea L.A., Pnev A.G., Damdinov T.A. Modeling and manufacturing technology of helicopter blade from composite materials // Systems. Methods. Technologies. 2011. № 10. P. 16-20.

16. Kogaev V.P., Makhutov N.A., Gusenkov A.P. The calculations of machines and structures parts for strength and durability. M.: Mashinostroenie, 1985. 223 p.

17. GOST 25.502-79. Calculations and tests of strength in mechanical engineering. Methods of mechanical testing of metals. Methods of fatigue testing. Vved. 01.01.81. M.: Izd-vo standartov, 1986. 36 p.

18. Kurokhtin V. Yu. Determination of fatigue strength characteristics of aviation products on the basis of endurance tests // Mekhanika XXI veku. 2015. № 14. P. 22-28.

19. Bokhovea L.A., Baldanov A.B., Zaitsev V.A. Modeling of wind turbine blade from composite materials // ESSUTM Bulletin. 2013. № 2. P. 24-29.

20. Pawar P.M., Ganguli R. On the effect of progressive damage on composite helicopter rotor system behavior // Composite Structures. 2007. Vol. 78, № 3. P. 410-423.

21. Pawar P.M., Ganguli R. Genetic fuzzy system for online structural health monitoring of composite helicopter rotor blades // Mechanical Systems and Signal Processing. 2007. Vol. 21, № 5. P. 2212-2236.

22. Ekici K., Hall K.C., Dowell E.H. Computationally fast harmonic balance methods for unsteady aerodynamic predictions of helicopter rotors // Journal of Computational Physics. 2008. Vol. 227, № 12. P. 6206-6225.

23. Chae S., Yee K., Yang C., Aoyama T., Jeong S., Obayashi S. Helicopter rotor shape optimization for the improvement of aeroacoustic performance in hover // Journal of Aircraft. 2010. Vol. 47, № 5. P. 1770-1783.