

Интернет-журнал «Наукоедение» ISSN 2223-5167 <http://naukovedenie.ru/>

Том 9, №2 (2017) <http://naukovedenie.ru/vol9-2.php>

URL статьи: <http://naukovedenie.ru/PDF/80TVN217.pdf>

Статья опубликована 25.04.2017

**Ссылка для цитирования этой статьи:**

Рогов В.Е., Бохоева Л.А., Курохтин В.Ю., Балданов А.Б. Оценка процесса роста усталостных трещин в лопастях винта вертолета // Интернет-журнал «НАУКОВЕДЕНИЕ» Том 9, №2 (2017)  
<http://naukovedenie.ru/PDF/80TVN217.pdf> (доступ свободный). Загл. с экрана. Яз. рус., англ.

*Работа выполнена при поддержке госзадания Минобрнауки РФ, проект № 9.7667.2017/БЧ*

**УДК 539.3**

**Рогов Виталий Евдокимович**

ФГБУН «Бурятский научный центр Сибирского отделения Российской академии наук», Россия, Улан-Удэ<sup>1</sup>  
Ведущий инженер по патентам и лицензиям  
Доктор технических наук, профессор  
E-mail: [rogov54v@mail.ru](mailto:rogov54v@mail.ru)  
РИНЦ: [http://elibrary.ru/author\\_items.asp?id=56298](http://elibrary.ru/author_items.asp?id=56298)

**Бохоева Любовь Александровна**

ФГБОУ ВО «Восточно-Сибирский государственный университет технологий и управления», Россия, Улан-Удэ  
Заведующий кафедрой  
Доктор технических наук, профессор  
E-mail: [bohoeva@yandex.ru](mailto:bohoeva@yandex.ru)  
РИНЦ: [http://elibrary.ru/author\\_items.asp?id=174072](http://elibrary.ru/author_items.asp?id=174072)

**Курохтин Вениамин Юрьевич**

ФГБОУ ВО «Восточно-Сибирский государственный университет технологий и управления», Россия, Улан-Удэ  
Ассистент  
E-mail: [kurokhtin91@gmail.com](mailto:kurokhtin91@gmail.com)  
РИНЦ: [http://elibrary.ru/author\\_items.asp?id=717863](http://elibrary.ru/author_items.asp?id=717863)

**Балданов Алдар Батомункуевич**

ФГБОУ ВО «Восточно-Сибирский государственный университет технологий и управления», Россия, Улан-Удэ  
Ассистент  
E-mail: [baldanovaldar@rambler.ru](mailto:baldanovaldar@rambler.ru)  
РИНЦ: [http://elibrary.ru/author\\_items.asp?id=659036](http://elibrary.ru/author_items.asp?id=659036)

**Оценка процесса роста усталостных трещин в лопастях винта вертолета**

**Аннотация.** В статье рассмотрен процесс развития трещин усталости в образцах лопасти винта вертолета. Усталостные испытания проводятся на испытательных стендах с подключенной тензометрической аппаратурой, которая в режиме реального времени по сети Ethernet отправляет данные на персональный компьютер со специальной контрольно-измерительной системой. Данная система позволяет строить графики изменения напряжений и деформаций в испытываемой лопасти. Одновременно проводится видеозапись подрастания трещин в испытываемых образцах, начиная с момента появления видимой трещины длиной порядка 1 мм, и до полного разрушения образца. Видеозаписи обрабатываются на компьютере,

---

<sup>1</sup> 670013, респ. Бурятия, г. Улан-Удэ, ул. Ключевская, д. 40в, стр. 1

по итогам строятся графики роста габаритов трещины. Из полученных результатов видно, что время быстрого роста трещины, когда эксплуатация лопасти становится опасной, составляет не более 10% всего времени ее роста с момента зарождения. Процесс развития трещин усталости, как показали исследования, занимает в среднем 165 часов. При этом минимальное время роста трещины равняется 103 часам, что составляет 5,1% от исходного срока эксплуатации, равного 2000 часов. Эти результаты позволяют более точно прогнозировать срок безопасной эксплуатации лопастей и корректировать его в сторону увеличения.

**Ключевые слова:** лопасть винта вертолета; испытательный стенд; усталостные испытания; усталостная трещина; разрушение; тензометрическая аппаратура; контрольно-измерительная система; предел выносливости

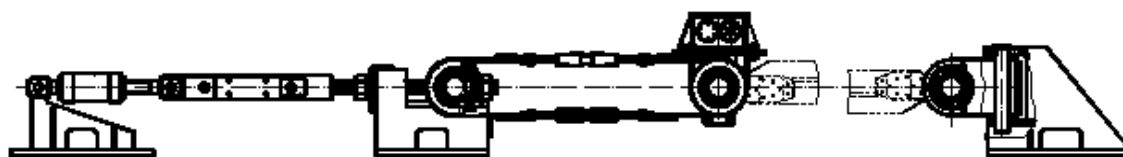
## Введение

Одним из основных условий надежной безопасной эксплуатации авиационной техники является предотвращение выхода из строя элементов конструкций из-за усталостного разрушения [12]. Проведение ресурсных испытаний узлов и деталей конструкций авиационной техники с помощью такого испытательного комплекса, который бы позволил автоматизировать и оптимизировать процесс испытаний, а также включал бы в себя систему контроля качества данных испытаний, представляет особый интерес с точки зрения использования новых информационных технологий в производственном процессе [2, 3].

Под ресурсными испытаниями понимается создание в лаборатории таких условий, которые возникают в процессе эксплуатации данного узла или агрегата [10]. Целью испытаний является проверка соответствия качества изготовленных узлов техническим требованиям, выявление дефектов, которые в процессе эксплуатации могут привести к катастрофическим последствиям [12, 9, 14, 5-6]. Отсутствие трещин, сколов и других дефектов позволяет сделать вывод, что партия изделий, к которой принадлежат испытанные образцы, пригодна к эксплуатации [4, 8]. В противном случае испытания считаются неудавшимися и проводятся снова после того, как будут устранены причины, вызвавшие дефект, и оптимизирован технологический процесс производства [12]. Если по истечении установленного стандартом времени испытаний в образцах обнаруживается дефект на любой стадии развития, то результат испытаний считается отрицательным, и вся партия отправляется на доработку; если дефекты не обнаруживаются - результат положительный [15], хотя детали с возникающими дефектами зачастую могут эксплуатироваться еще значительное время. В настоящее время в срок службы изделия не включается время развития возникших дефектов до момента, когда скорость их роста становится опасной [8, 16]. Поэтому интерес представляет исследование процесса роста трещин во время испытаний.

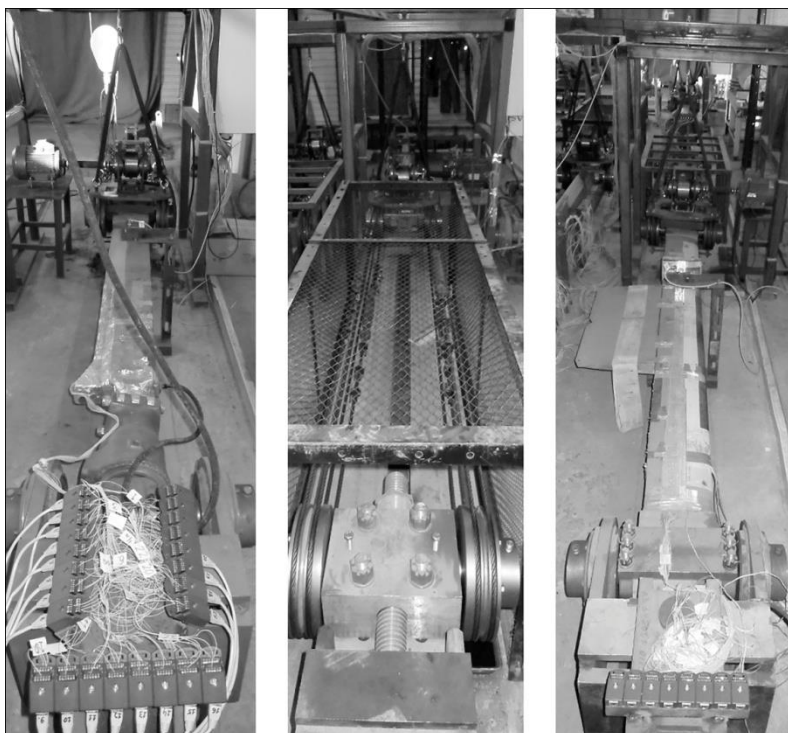
## Методы

В лаборатории «Надежность, прочность изделий и конструкций» при ВСГУТУ проводят испытания образцов лопастей винта вертолета [12]. Испытания проводятся на четырех стендах (рисунки 1, 2).



*Рисунок 1. Схема стендов для испытаний на усталостную прочность (разработано авторами)*

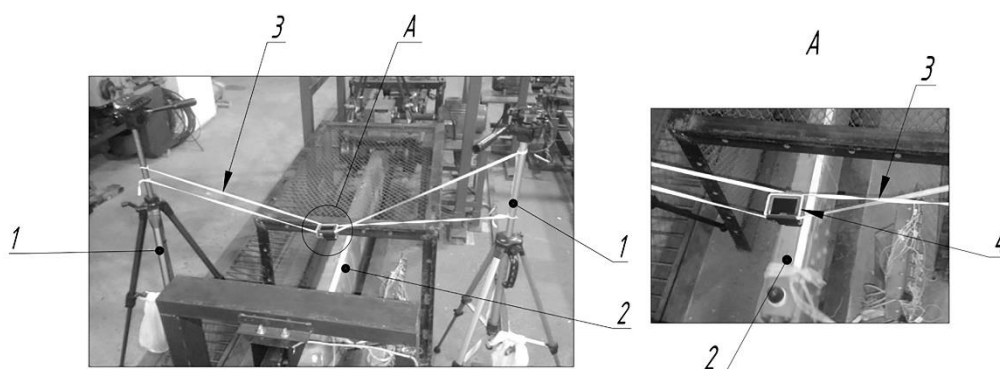
Образцы лопастей закрепляются на стендах с помощью специальных клиньев и Т-образных наконечников [12].



**Рисунок 2.** Стенды для испытаний на усталостную прочность (разработано авторами)

Во время испытаний с помощью тензометрической аппаратуры с образцов в реальном времени снимаются значения нагрузок и деформаций [6, 7, 9, 13]. Нагружение образцов производится продольными растягивающими силами и изгибающими моментами [1]. Возникающие напряжения и деформации фиксируются тензодатчиками, которые передают эти данные на верхний уровень контрольно-измерительной системы [12].

Во время испытаний проводится видеозапись процесса роста трещины в образце лопасти (в соответствии с рисунком 3).



**Рисунок 3.** Съёмочная установка для съёмки процесса роста трещины в лопасти:  
1 - штатив, 2 - лопасть, 3 - резинка, 4 - видеокамера (разработано авторами)

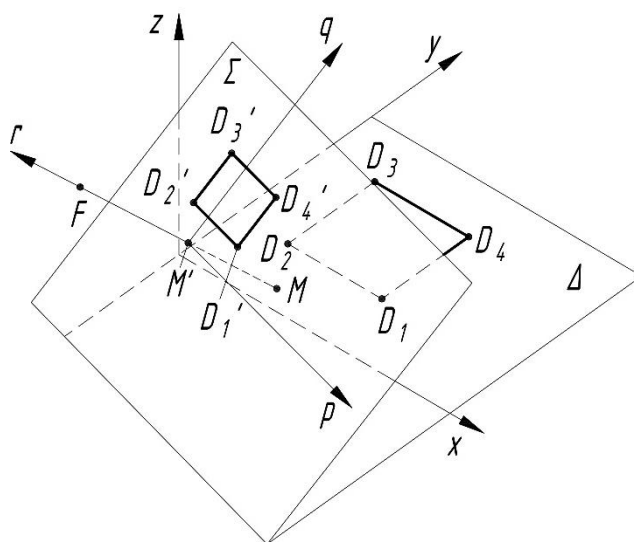
В состав установки входят:

- видеокамера GoProHERO4 Silver;
- два штатива DEXPWT-3770;

- крепежные резинки;
- светильник ЭРА NLED-440-7W-ВК (на рисунке не показан).

Перед проведением испытаний проводится калибровка видеокамеры для корректировки сопоставления размеров трещины на видеозаписи с ее реальными размерами [11].

Пусть предметная система координат и система координат изображения ортогональны и задаются соответственно осями  $x, y, z$  и  $p, q, r$  (в соответствии с рисунком 4). Имеется некоторый квадрат  $D_1D_2D_3D_4$ , располагающийся в координатной плоскости  $\Delta$ , инцидентной осям  $x$  и  $y$ . Данную плоскость будем называть предметной плоскостью [6]. Стороны этого квадрата параллельны координатным осям  $x$  и  $y$ . Изображение квадрата  $D_1'D_2'D_3'D_4'$  находится в картинной плоскости  $\Sigma$ . Центр проецирования, совпадающий с оптическим центром, пусть размещается в точке  $F$ , а ось объектива совпадает с осью  $r$  системы координат изображения. Остальные оси системы координат изображения ( $p$  и  $q$ ) располагаются в картинной плоскости  $\Sigma$  и направлены параллельно границам кадра.



**Рисунок 4.** Предметная система координат  $xуz$  и система координат изображения  $pqr$  (разработано авторами)

Необходимо определить следующие параметры камеры:

- внутренние параметры:
  1. фокусное расстояние  $t$  между центром оптики  $F$  и картинной плоскостью  $\Sigma$  ( $|FM'|$ );
  2. коэффициент  $n$  (масштаб преобразования) между предметной ( $\Delta$ ) и картинной ( $\Sigma$ ) плоскостями;
- внешние параметры:
  1. углы поворота  $\kappa$  (тангаж),  $\lambda$  (рыскание),  $\mu$  (крен) камеры относительно осей предметной системы координат;
  2. смещение исходной точки картинной системы координат относительно исходной точки предметной системы координат.

Для этого находятся:

- угол  $\kappa$ :

$$\sin(\kappa) = -\frac{|L_1 L_2| \cdot |M' L_1| \cdot k}{(2 \cdot |ML_2| - |L_1 L_2|) \cdot |HM| \cdot k'}; \quad (1)$$

- коэффициент  $n$  из уравнения:

$$n^2 \cdot (u_3 \cdot u_6 - s \cdot u_3 + u_4 \cdot u_6 + s \cdot u_4) + n \cdot (u_1 \cdot s - u_1 \cdot u_6 - u_3 \cdot u_5 - u_2 \cdot u_6 - s \cdot u_2 - u_4 \cdot u_5) + u_1 \cdot u_5 + u_2 \cdot u_5 = 0; \quad (2)$$

- фокусное расстояние  $t$ :

$$t = \frac{k' \cdot n \cdot |HM| \cdot \cos(\kappa)}{k}; \quad (3)$$

- углы  $\lambda$  и  $\mu$ :

$$\lambda = \arctg\left(\frac{y_{L_1} - y_{L_2}}{x_{L_1} - x_{L_2}}\right); \mu = \arctg\left(\frac{q_{J_1'} - q_{J_2'}}{p_{J_1'} - p_{J_2'}}\right); \quad (4)$$

- координаты точки пересечения оси  $r$  и плоскости  $\Sigma$  в плоскости  $\Delta$ :

$$x_{M'} = x_M + |MM'_{\Delta}| \cdot \sin(\lambda); y_{M'} = y_M + |MM'_{\Delta}| \cdot \cos(\lambda); z_{M'} = |MM'| \cdot \sin(\kappa); \quad (5)$$

- формула, по которой можно преобразовывать координаты из картинной в предметную систему координат:

$$(x, y, z, 1) = M_x \cdot M_y \cdot M_z \cdot X \cdot (p, q, r, 1) \quad (6)$$

Съемка начинается, когда в образце появляется трещина длиной порядка 1 мм, и завершается в момент разрушения лопасти. Штативы располагаются по обе стороны от стенда. Крепежные устройства продеваются в проушины водозащитного корпуса камеры и крепятся обоими концами к штативам. Испытания идут по схеме: 1 час испытаний / 15 минут перерыва, чтобы зарядить камеру и перекачать видео на жесткий диск компьютера.

Контрольно-измерительная система делится на два уровня:

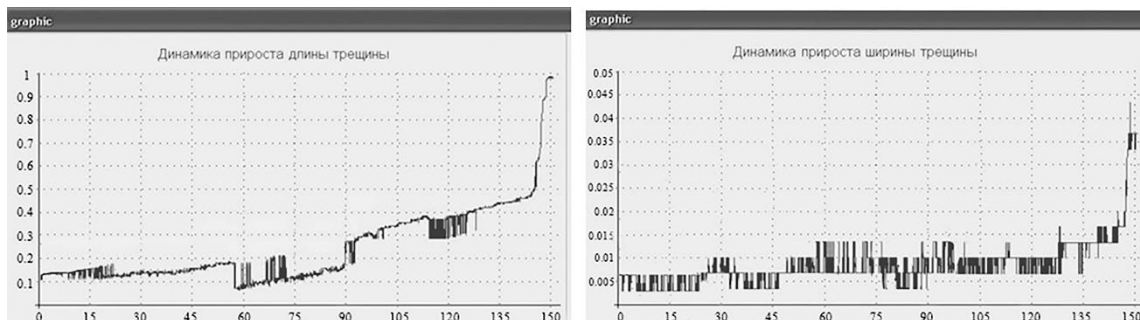
- верхний уровень, включающий рабочее место оператора;
- нижний - измерительная часть, включающая тензометрическую аппаратуру на 4-х стендах.

Взаимосвязь между уровнями осуществляется при помощи технологии Ethernet [17]. В программном обеспечении верхнего уровня существуют такие опции, как калибровка аппаратуры и запись данных, просмотр архива испытаний. Его главное окно делится на четыре поля, соответствующие испытательным стендам.

Архив испытаний сохраняется на жестком диске компьютера [12] или внешнем носителе [16]. Нижний уровень базируется на промышленных контроллерах (cRIO-9022), на которых выполняется соответствующее программное обеспечение [12].

## Результаты

Разработана программа обработки результатов эксперимента методом технического зрения. Видеозапись эксперимента в видеоредакторе проходит обработку на компьютере, в результате чего определяются габариты трещины на каждом из кадров. Динамика роста трещины может быть представлена в виде графиков (рисунок 5).



**Рисунок 5.** Графики роста длины и ширины трещины (по горизонтали - продолжительность роста трещины, ч; по вертикали - скорость роста трещины, мм/ч) (разработано авторами)

## Обсуждение

При базе испытаний  $N = 1,6 \cdot 10^7$  циклов трещины в лопасти не будут расти при уровне напряжений  $76,94 \pm 2,32$  МПа. При превышении данного уровня начинается медленное развитие трещиноподобных дефектов и их превращение в макротрещины. Некоторые трещины остаются в зачаточном состоянии из-за тормозящего влияния дислокаций в металле. Развиваются трещины, которые выросли до достаточно большой длины и имеют острую вершину. При этом основную часть времени своего роста трещина растет медленно, и конструкция может безопасно эксплуатироваться. Процесс развития трещин усталости, как показали исследования, продолжается в среднем 165 часов. При этом минимальное время роста трещины составило 103 часа, что составляет 5,1% от исходного срока эксплуатации лопасти, равного 2000 часов (в соответствии с таблицей 1). Стадия закритической скорости роста трещины составляет в среднем заключительные 7-11% всего времени ее роста с момента зарождения. В лопастях, в которых трещина развивалась более 200 часов, скорость ее роста превышала 2,6 мм/час (в соответствии с таблицей 2), что создало бы опасность ее разрушения при эксплуатации.

**Таблица 1**  
**Данные о приросте ресурса по результатам испытаний (выборка из 10 образцов)**  
**(разработано авторами)**

№ образца	Исходный ресурс, ч	Время медленного роста трещины, ч	Максимальная скорость роста трещины, мм/ч	Прирост ресурса, %
1	2000	182	1,834	9,1
2		196	2,451	9,8
3		171	1,438	8,55
4		153	0,941	7,6
5		145	0,773	7,2
6		162	1,168	8,1
7		186	1,997	9,3
8		144	0,755	7,2
9		103	0,314	5,1
10		154	0,964	7,7

**Таблица 2**

**Зависимость скорости роста трещин от времени испытаний (разработано авторами)**

t, ч	1	10	50	100	120	140	150	160	170	180	190	195	200
v, мм/ч	0,26	0,29	0,30	0,35	0,42	0,68	0,87	1,11	1,40	1,75	2,17	2,40	2,65

Полученные результаты позволяют спрогнозировать срок безопасной эксплуатации лопастей вертолета, что позволит предотвратить аварии.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Бохоева Л.А. Исследование роста трещин в изделиях авиационной техники на основе натурных испытаний / Л.А. Бохоева, В.Ю. Курохтин, Е.А. Жерлова // Сборник научных трудов. Серия: механика конструкций и материалов (композиционные материалы и наноматериалы). - 2016. - Выпуск 1. - С. 57-68.
2. Бохоева Л.А. Определение параметров внутренней калибровки камеры системы технического зрения / Л.А. Бохоева, В.Ю. Курохтин // Механики XXI века. - 2016. - №15. - С. 133-138.
3. Гайнутдинов В.Г. Численное моделирование для определения усталостных характеристик на ранних стадиях проектирования вертолетов / В.Г. Гайнутдинов, М.Е. Басинов, Е.В. Касумов, В.А. Шувалов // Поиск эффективных решений в процессе создания и реализации научных разработок в российской авиационной и ракетно-космической промышленности. - 2014. - С. 13-16.
4. Гришанина Т.В. Применение метода конечных элементов к расчету нелинейных колебаний вращающейся лопасти / Т.В. Гришанина, Ч. Квак // Вестник Московского авиационного института. - 2009. - Т. 16. - №5. - С. 296-299.
5. Игнаткин Ю.М. Исследование аэродинамических характеристик несущего винта вертолета методом CFD / Ю.М. Игнаткин, С.Г. Константинов // Труды МАИ. - 2012. - №57. - С. 2-3.
6. Испытания элементов конструкций и узлов вертолета на усталостную прочность / Л.А. Бохоева [и др.] // Вестник Московского авиационного института. - 2017. - Т. 24. - №1. - С. 7-16.
7. Когаев В.П. Расчеты деталей машин и конструкций на прочность и долговечность / В.П. Когаев, Н.А. Махутов, А.П. Гусенков // Москва: Машиностроение, 1985. - 223 с.
8. Курохтин В.Ю. Определение усталостных прочностных характеристик авиационных изделий на основе ресурсных испытаний / В.Ю. Курохтин // Механики XXI века. - 2015. - №14. - С. 22-28.
9. Мохов В.Ф. Методики подготовки и проведения статических испытаний натурных авиационных конструкций / В.Ф. Мохов // Труды ЦАГИ. - 1995. - №2615. - С. 3-85.
10. Небелов Е.В. Механизм развития повреждений лопастей воздушного винта из композиционных материалов при воздействии поражающих элементов / Е.В. Небелов, М.В. Потоцкий, А.В. Родионов, А.Н. Горский // Вестник Московского авиационного института. - 2016. - Т. 23. - №1. - С. 26-31.

11. Образцов И.Ф. Строительная механика летательных аппаратов / И.Ф. Образцов. - Москва: Машиностроение, 1986. - 536 с.
12. Определение ресурсных характеристик изделий авиационной техники на основе стендовых испытаний с использованием компьютерных технологий на примере лопасти винта вертолета / Л.А. Бохоева [и др.] // Системы. Методы. Технологии. - 2015. - №4 (28). - С. 36-42.
13. Патент РФ № 2001111237/28, 12.04.2001. Нетфуллов Ф.Х., Огородов В.В., Шувалов В.А., Дворянкин А.В. Способ динамических испытаний лопастей рулевого винта вертолѐта на усталостную прочность.
14. Пивоваров В.А. Рекомендации по установлению ресурсов вертолету Ми-2 / В.А. Пивоваров, Р.Л. Семенихин // Научный вестник МГТУ ГА. - 2012. - №5 (179). - С. 107-113.
15. Потапов С.Д. Исследование влияния остаточных напряжений в зоне расположения трещины на скорость ее роста при циклическом нагружении / С.Д. Потапов, Д.Д. Перепелица // Вестник Московского авиационного института. - 2014. - Т. 21. - №1. - С. 104-110.
16. Рудзей Г.В. Обеспечение ресурса изделий на стадии производства / Г.В. Рудзей // Труды ЦАГИ. - 1999. - №2640. - Т. 1. - С. 748-753.
17. Стрижиус В.Е. Модифицированное расчетное уравнение усталости элементов авиационных конструкций / В.Е. Стрижиус // Научный вестник МГТУ ГА. - 2007. - №9 (119). - С. 141-148.



**Rogov Vitalii Evdokimovich**

Buryat scientific center of the Siberian branch of the Russian academy of sciences, Russia, Ulan-Ude  
E-mail: rogov54v@mail.ru

**Bokhoeva Lyubov Aleksandrovna**

East Siberia state university of technology and management, Russia, Ulan-Ude  
E-mail: bohoeva@yandex.ru

**Kurokhtin Veniamin Yurievich**

East Siberia state university of technology and management, Russia, Ulan-Ude  
E-mail: kurokhtin91@gmail.com

**Baldanov Aldar Batomunkuevich**

East Siberia state university of technology and management, Russia, Ulan-Ude  
E-mail: baldanovaldar@rambler.ru

## **Evaluation of the growth process of fatigue cracks in helicopter propeller blades**

**Abstract.** The article considers the process of propagation of fatigue cracks in helicopter propeller blade samples. Fatigue tests are carried out with the use of test benches with connected strain gauges, which in real time via Ethernet send data to a personal computer with a special control-measuring system. This system makes it possible to plot the stresses' and deformations' graphs in the tested blade. At the same time, a video recording of the growth of cracks in the test specimens is carried out, beginning with the appearance of visible crack length of about 1 mm, and until the sample is completely destroyed. Video records are processed on a computer, as a result, graphs for the growth of crack dimensions are plotted. From the results obtained, it can be seen that the time of rapid crack growth, when blade exploitation becomes dangerous, is no more than 10% of the total time of its growth from the moment of nucleation. The process of developing fatigue cracks, as studies have shown, takes an average of 165 hours. The minimum crack growth time is 103 hours, which is 5,1% of the initial service life of 2000 hours. These results allow to more accurately predict the period of safe operation of the blades and to correct it in the direction of increase.

**Keywords:** helicopter rotor blade; test stands; fatigue tests; fatigue crack; fracture; strain gage; control-measuring system; endurance limit