

Научная статья

УДК 629.7.017

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=183591>

EDN: <https://www.elibrary.ru/VNUERD>



Косвенный (статистический) метод оценки скорости роста трещин в стрингерах из материала 01420 вертолета Ми-26(Т)

Дмитрий Николаевич Осипов^{1✉}, Андрей Викторович Попов²

^{1, 2} Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации (ГосНИИ ГА),
Москва, Российская Федерация

¹ osipovdn@gosniiga.ru✉

² 010775@mail.ru

Аннотация. Предложен косвенный метод оценки скорости роста трещин в стрингерах из алюминиево-литиевого сплава 01420 вертолета Ми-26(Т). Массовость трещин стрингеров из указанного сплава в различных зонах фюзеляжа, в том числе критических, с одной стороны, не позволяет до настоящего времени обосновать проектный назначенный ресурс 12000 часов, с другой – позволяет применять к описанию процесса возникновения трещин методы теории вероятностей и математической статистики. Предложенный статистический метод основан на моделировании динамики возникновения трещин пуассоновским процессом и предполагает измерение длины трещин, обнаруженных при периодических осмотрах фюзеляжей эксплуатирующихся вертолетов. Далее, исходя из обоснованного допущения о наличии периода стабильного роста трещин усталости в элементах конструкции, оценивается скорость роста трещины в стрингере за время ее развития в профиле. В статье сравниваются результаты, полученные косвенным методом, с результатами непосредственных (прямых) измерений скоростей роста трещин в эксплуатации и при стендовых испытаниях. Совпадение результатов по порядку значений позволяет сделать вывод о правомерности приведенных допущений. Применение предложенного метода дает возможность численно описывать процесс возникновения и роста трещин усталости в самом проблемном элементе конструкции вертолета Ми-26(Т) с учетом требований безопасности полетов, поддержания летной годности и сохранения индивидуальных особенностей экземпляра. Метод не требует применения специального оборудования и больших трудозатрат.

Ключевые слова: критическая зона фюзеляжа, усталостная трещина в стрингере, скорость роста трещины, распределение длин трещин, период стабильного роста трещины

Для цитирования: Осипов Д.Н., Попов А.В. Косвенный (статистический) метод оценки скорости роста трещин в стрингерах из материала 01420 вертолета Ми-26(Т) // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 4. С. 131–139. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=183591>

Original article

Indirect (Statistical) Crack Growth Estimation Method in Stringers from the 01420 Material of the Mi-26(T) Helicopter

Dmitrii N. Osipov^{1✉}, Andrei V. Popov²

^{1, 2} State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA),
Moscow, Russian Federation

¹ osipovdn@gosniiga.ru✉

² 010775@mail.ru

© Осипов Д.Н., Попов А.В., 2024

Abstract

The Mi-26(T) heavy transport helicopter was released with a stated assigned resource of 12,000 hours. However, the assigned resource confirmed by tests thus far is 4,200 hours with the possibility of a stage-by-stage increase to 4,800 – 6,000 hours for helicopter samples, depending on the year of manufacture and technical condition. From the very beginning of the Mi-26(T) helicopter operation, a huge number of cracks in stringers (up to 1000 pieces per sample and about 10,000 per fleet) made of 01420 aluminum-lithium alloy have been detected. Since 1992, this alloy has not been applied, but more than 80% of the Mi-26T helicopter fleet of the civil aviation of the Russian Federation consists of helicopters produced in 1987-1992, and their airworthiness maintaining is an urgent need. As of today, there is a vast number of mathematical models describing the fatigue cracks growth in various aviation materials. They may be both general, concerning a certain material, and accounting for the specifics of a particular structure, such as its geometry, operating conditions, etc. Fractography allows as well describing reliably the behavior of a crack in the section under study. However, as the experience of Mi-26(T) helicopters operating and fracture studies revealed, the 01420 material has extreme instability of fatigue resistance properties and a tendency to cracking. There is no clear dependence herewith of the number of cracks on the intensity of operation (cracks of stringers occur among other cases during prolonged demurrage of the sample), nor on the loading of the structure as a whole, nor on the climatic conditions.

Such a massive nature of the stringers cracks formation and growth process, if the crack occurrence is considered being an event from the point of view of probability theory, allows applying statistical methods to its description. GosNII GA, together with NCV Miles and Kamov, developed and implemented a methodology for assigning inspection intervals for a helicopter stringer set, based on a statistical analysis of the crack formation process at a certain stage of operation. The proposed as well a technique for evaluating the equivalence of operational loads reproducing during bench tests of the fuselage, based on the Kolmogorov criterion application to verify the hypotheses plausibility.

The article proposes a statistical method for estimating the rate of the crack growth in stringers made of 01420 material. The method is applicable for relatively small and stable helicopter operation intervals of 100-400 hours and is based on assumptions about the cracking process compliance with the conditions of the Poisson process, i.e. stationary state, a process without consequences and ordinariness. The proposed method supposes measuring lengths of the detected cracks of stringers. Based on the performed measurements, the initial detectable crack length and the critical length, after which the crack develops rapidly until the stringer profile is completely destroyed, are being determined. On the assumption of the sequential cracks formation, the rate of their propagation at the stage of stable growth is being estimated.

Application of the method is illustrated by the example of the Mi-26(T) RA-06018 helicopter currently in operation. The article demonstrates the obtained results correspondence to the previously performed direct measurements of the crack growth rate in operation and during bench tests of the “skin–stringer” elements.

The method can serve as an addition to the accepted techniques for determining the necessary intervals for the fuselage structure inspection at the next stage stage of confirming the resource and service life of a helicopter sample. It may be employed as well to assess the growth rate of fatigue cracks in other materials and for other elements of aircraft structures with defects comparable in mass to the cracks of stringers made of the 01420 material.

The proposed method does not require application of special equipment and high time costs.

Keywords: critical fuselage zone, fatigue crack in the stringer, crack growth rate, crack length distribution, stable crack growth period

For citation: Osipov D.N., Popov A.V. Indirect (Statistical) Crack Growth Estimation Method in Stringers from the 01420 Material of the Mi-26(T) Helicopter. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 4, pp. 131-139. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=183591>

Введение

Тяжелый транспортный вертолет Ми-26(Т) разработки 70-х годов XX века, несмотря на возраст, остается самым грузоподъемным вертолетом в мире (взлетная масса до 56 т) и является несомненной гордостью отечественного авиастроения. Уникальность летных характеристик и выполняемых работ по перевозке груза внутри фюзеляжа и на внешней подвеске позволяет вертолету оставаться востребованным во всем мире во всех климатических поясах [1–4].

Проектируемый назначенный ресурс вертолета составляет 12000 часов. Однако в силу разных причин к настоящему времени назначенный ресурс составляет 4200 часов для всего парка и 4800–6000 часов для отдельных экземпляров при неограниченном назначенном сроке службы. По мнению Разработчика (АО «НЦВ Миль и Камов»), эксплуатирующих организаций, а также согласно Отчетам по обобщению опыта эксплуатации вертолета в Гражданской авиации Российской Федерации, регулярно выпускаемым ФГУП ГосНИИ ГА, фюзеляж вертолета несомненно обладает запасом ресурса, что позволяет при проведении определенного комплекса работ достичь проектных значений. Такие работы ведутся. Следует отметить, что в настоящее время эксплуатация вертолета производится фактически по безремонтной технологии.

При изготовлении вертолетов ранних серий широко применялся разработанный и внедренный в производство в 60-е–70-е годы XX века алюминево-литиевый сплав 01420, обладающий при меньшей плотности по сравнению с традиционным сплавом Д16 схожими прочностными характеристиками [5–8]. Однако опыт изготовления элементов конструкции (стрингеры, обшивка) и последующей эксплуатации авиационной техники показал, что данный материал чрезвычайно чувствителен к соблюдению технологии изготовления. В связи с появлением многочисленных трещин в стрингерах и обшивках Разработчиком было принято решение о постепенном отказе от использования данного материала при изготовлении вертолетов последующих серий и замене его материалом Д16. При этом изготовленные в 1984 – 1992 годах экземпляры вертолетов Ми-26Т с применением материала 01420 до настоящего времени составляют свыше 80% эксплуатируемого парка в ГА РФ. Многочисленные трещины стрингеров из указанного материала (до 1000 на экземпляре), особенно в критических зонах фюзеляжа, таких как стыки центральной части фюзеляжа с хвостовой балкой, хвостовой и килевой балок, гаргротная часть фюзеляжа в районе шпангоутов № 32–34, не позволяют

к настоящему времени достичь проектируемого назначенного ресурса 12000 часов. Следует отметить, что первопричиной катастрофы вертолета RA-06121 в 2011 году были именно трещины стрингеров в зоне между шпангоутами № 32 – 34 [9]. Тем не менее постоянное совершенствование методов технического обслуживания, внедрение новых методик, в том числе стендовых испытаний, Разработчиком в сотрудничестве с ФГУП ГосНИИ ГА на протяжении всего времени эксплуатации вертолета (около 40 лет), позволяет поддерживать летную годность экземпляров на безопасном уровне [10–12].

С 2005 года по настоящее время проведен целый ряд исследований изломов стрингеров из материала 01420, разрушенных как в процессе эксплуатации, так и при стендовых испытаниях фюзеляжа и элементов «обшивка–стрингер» [11]. Результаты данных исследований изложены в материалах Отчетов Государственного центра безопасности полетов на воздушном транспорте (ГЦ БПВТ) и ФГУП ГосНИИ ГА. Материалы исследования изломов стрингеров вертолета RA-06081 представлены в работе [13]. По результатам исследований установлены некоторые характерные признаки, присущие практически всем исследованным образцам:

- возникновение трещин обусловлено коррозией под напряжением;
- разрушение образцов происходит преимущественно по механизму межзеренного разрушения с небольшими участками внутризеренного разрушения.

Кроме этого, обнаружено, что скорость развития трещин практически не зависит от эксплуатационных нагрузок. Достоверно установлены случаи возникновения трещин во время длительного (до 20 лет) простоя вертолета.

1. Трещины от отверстий под заклепку (крепления кницы, соединяющей стрингер со шпангоутом и обшивкой, крепления различных агрегатов, электрожгутов и т. д.). Такие трещины, как правило, выходят на край свободной или прилегающей полки, не развиваются и составляют, в зависимости от срока службы вертолета, от 5 до 20% всех обнаруживаемых трещин стрингеров.

2. Трещины, распространяющиеся по всему профилю стрингера от свободной или прилегающей полки. Такие трещины являются наиболее опасными, так как, во-первых, при несвоевременном или некачественном устранении возможно их лавинообразное нарастание в одном сечении и, во-вторых, при определенных условиях возможен переход трещины на обшивку, что также значительно увеличивает риск разрушения сечения. Такие трещины составляют до 95% всех трещин, обнаруживаемых на единичном экземпляре. В процессе

эксплуатации были измерены скорости роста таких трещин в хвостовой балке вертолета. В частности, время прохождения трещиной свободной полки составило 100–200 часов эксплуатации вертолета.

Такое количество однотипных дефектов (событий) позволяет применить к описанию процесса появления и накопления трещин стрингеров методы теории вероятностей и математической статистики.

Методы математической статистики и теории вероятностей широко применяются как на этапе проектирования воздушных судов [14], так и в процессе эксплуатации экземпляров и парка в целом [15–17].

В Отчетах по обобщению опыта эксплуатации вертолетов Ми-26Т в ГА РФ за период с 2003 года, выпущенных ФГУП ГосНИИ ГА, данные методы отражены как нашедшие широкое применение. В частности, было показано, что распределение трещин в стрингерах в отдельных сечениях качественно совпадает с эпюрами напряжений в данных сечениях. Также были установлены корреляционные зависимости между процессами возникновения трещин в различных зонах фюзеляжа. В работе [18] предложен метод оценки эквивалентности воспроизведения эксплуатационных нагрузок при стендовых испытаниях фюзеляжа, основанный на применении критерия Колмогорова проверки правдоподобия гипотез.

В настоящей статье представлена попытка оценки скорости роста трещин в стрингере из материала 01420, исходя из допущений:

- а) процесс возникновения трещин является стационарным пуассоновским потоком событий;
- б) распределение длин обнаруживаемых трещин является нормальным.

В статье рассматриваются трещины второго типа, распространяющиеся по всему профилю стрингера.

Процесс возникновения трещин в стрингерах как стационарный пуассоновский процесс

Как известно, поток событий может называться пуассоновским процессом, если он обладает следующими свойствами:

- стационарностью, при этом вероятность попадания определенного числа событий на участок времени зависит только от длины данного участка и не зависит от его местоположения на оси времени;
- процесс должен быть процессом без последствий, то есть число событий на любых непрерывающихся участках времени не зависит от числа событий на других участках;
- процесс должен быть ординарным, то есть вероятность попадания двух событий на элементарный участок Δt пренебрежимо мала по сравнению с вероятностью попадания на данный участок одного события.

Как показывает опыт эксплуатации, четкой зависимости количества возникающих трещин от наработки с начала эксплуатации нет и, таким образом, на участках наработок с периодом до 300 часов (величина этапа подтверждения ресурса вертолета и оценки его технического состояния) процесс вполне может считаться стационарным. В качестве иллюстрации на рис. 1 приведены графики зависимости коэффициента трещинообразования от наработки вертолетов RA-06261 и RA-06297. Коэффициент трещинообразования – количество выявленных трещин, отнесенное к наработке за определенный период эксплуатации, принят в качестве количественного показателя, исходя из значения которого назначаются интервалы осмотров. Из графиков следует, что в процессе эксплуатации экземпляров наблюдаются достаточно длительные периоды, в течение которых коэффициент трещинообразования практически не изменяется, и, следовательно, на этих участках процесс можно считать стационарным.

Строго говоря, нельзя считать, что у этого процесса нет последствий. Действительно, трещина в стрингере ослабляет сечение, и при несвоевременном ремонте возможно лавинообразное нарастание трещин. Однако при современном уровне технического обслуживания такие ситуации не допускаются. Кроме этого, принцип безопасного разрушения

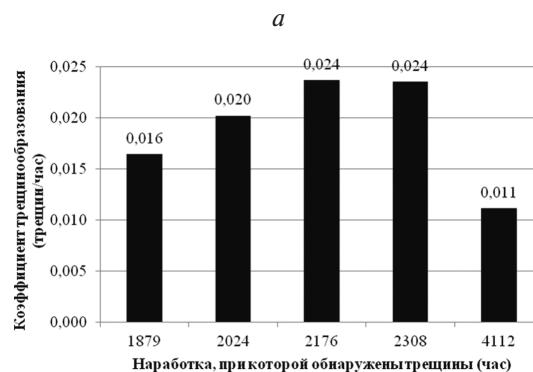
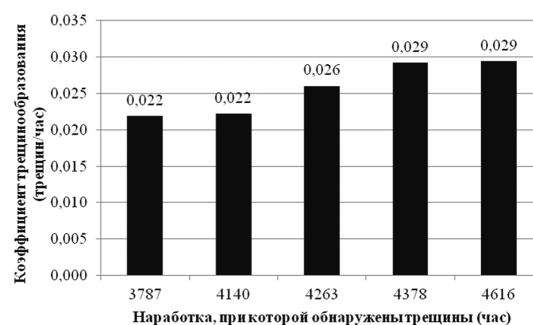


Рис. 1. Распределение количества трещин в зависимости от наработки: а – вертолет RA-06261; б – вертолет RA-06297

[19] подразумевает возможность эксплуатации вертолета с одной – тремя трещинами стрингеров в сечении. Силовой набор фюзеляжа вертолета Ми-26Т состоит из 67 отсеков (не считая носовой части) с количеством стрингеров в отсеке от 20 до 100, и, таким образом, вероятность возникновения последующей трещины вследствие возникновения предыдущей достаточно мала.

Процесс вполне можно считать ординарным. В среднем на интервале 300 часов наработки обнаруживается 10–100 трещин, и возникновение одновременно двух и более трещин маловероятно.

Таким образом, процесс возникновения трещин в стрингерах вертолета Ми-26Т может считаться стационарным пуассоновским процессом на интервале наработки до 300 часов.

Приняв указанные допущения и измерив длины обнаруженных трещин, можно оценить скорость их роста.

Распределение длин обнаруженных трещин

Рассмотрим следующую задачу. Принимая во внимание, что процесс возникновения трещин с принятыми допущениями является последовательным возникновением событий на интервале эксплуатации вертолета между осмотрами, и измерив длины обнаруженных трещин, вычислить скорость роста трещин по профилю стрингера на данном интервале. Также необходимо определить критическую длину трещины, при которой начинается ускоренный рост до полного разрушения. При этом часть трещин распространилась на весь профиль, то есть стрингер полностью разрушился, а другая часть трещин распространилась на часть профиля и имеет вполне определенную длину. Поскольку профили стрингеров имеют разную геометрию (20 мм × 15 мм, 20 мм × 20 мм, бульбообразные, равнополочные и т. д.) для сравнения длин трещин удобнее будет использовать не фактическую длину, а относительную – длину трещины, отнесенную к суммарной ширине полок стрингера. Введем следующие обозначения:

- ΔT – интервал между двумя последовательными осмотрами конструкции t_1 и t_2 , ч;
- N – суммарное количество обнаруженных трещин;

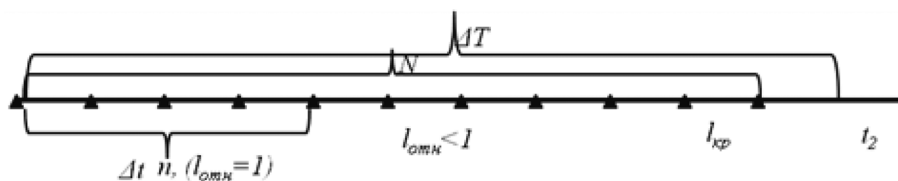


Рис. 2. Процесс накопления трещин между осмотрами

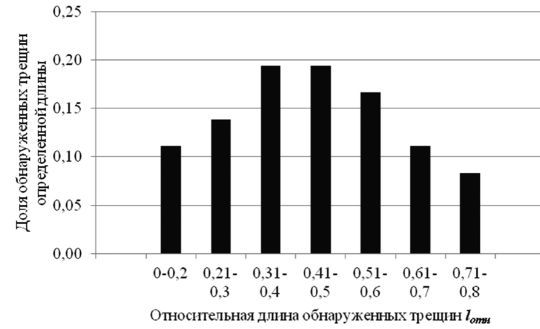


Рис. 3. Распределение относительных длин обнаруженных трещин

- n – количество трещин, распространившихся на весь профиль;
- L – суммарная ширина профиля стрингера, мм;
- l – фактическая длина трещины, мм;
- $l_{отн} < 1$ – относительная длина трещины;
- $l_{кр}$ – критическая относительная длина трещины;
- α – коэффициент трещинообразования – количество трещин, образующихся за 1 час наработки.

Весь процесс проиллюстрирован на рис. 2.

Характерное распределение длин обнаруженных трещин представлено на рис. 3.

Вычисление скорости роста трещин, определение критической длины

Процесс возникновения и развития трещин (см. рис. 2) описывается следующим образом. В интервале ΔT наработки вертолета между двумя последовательными осмотрами t_1 и t_2 обнаружено N трещин стрингеров, при этом первые n трещин распространились на весь профиль, то есть стрингеры полностью разрушились ($l_{отн} = 1$). Последующие $N - n$ трещин распространились на какую-то часть профиля стрингера ($l_{отн} < 1$). Коэффициент трещинообразования $\alpha = N/\Delta T$. Обратный коэффициенту трещинообразования величина $1/\alpha = \Delta T/N$ показывает, с какой периодичностью на данном интервале наработки появляется одна очередная трещина. От момента возникновения первой трещины до возникновения n -й трещины прошел промежуток времени

$$\Delta t = n \cdot \frac{1}{\alpha} = n \cdot \frac{\Delta T}{N}. \tag{1}$$

От момента возникновения (n + 1)-й трещины до возникновения N-й трещины прошел промежуток времени

$$\Delta T - \Delta t = \Delta T - n \cdot \frac{\Delta T}{N}. \tag{2}$$

который и будет периодом стабильного роста трещин на данном интервале наработки. За это время (n + 1)-я трещина развилась до критической длины $l_{кр}$. Иными словами, (n + 1)-я трещина – это трещина наибольшей обнаруженной длины. И, таким образом, абсолютная скорость роста трещины будет составлять

$$V = \frac{l_{кр}}{\Delta T - \Delta t} = \frac{l_{кр}}{\Delta T - n \cdot \frac{\Delta T}{N}}. \tag{3}$$

Критическую длину трещины также можно определить, исходя из данных, приведенных на рис. 3. Как показывает опыт проведения осмотров и измерения длин трещин, трещины длиной более 0,8–0,9 от суммарной ширины профиля стрингера не обнаруживаются. Это означает, что начиная с этой длины и до полного разрушения трещины развиваются ускоренно и практически не могут быть обнаружены при осмотре.

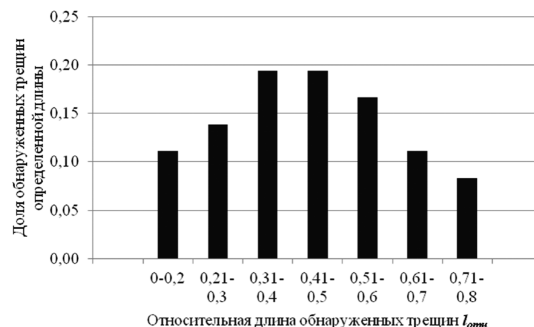


Рис. 4. Распределение относительных длин обнаруженных трещин вертолета RA-06018

Практическое применение метода (пример)

В качестве примера рассмотрим процесс трещинообразования стрингеров вертолета Ми-26Т RA-06018 авиакомпании «ЮТэйр – Вертолетные услуги», эксплуатирующегося в Западно-Сибирском регионе, на этапе наработки от 4104 до 4226 часов (время между очередными осмотрами). Сведения о трещинах, обнаруженных при очередном осмотре вертолета, приведены на рис. 4 и в таблице.

Из рис. 4 и таблицы следует, что критическая длина трещины составляет около 0,8 суммарной ширины профиля стрингера (максимальная длина обнаруженной трещины – 29 мм для профиля 20 мм × 15 мм). Коэффициент трещинообразо-

Сведения о трещинах стрингеров вертолета RA-06018

Бортовой и регистрационный знаки вертолета ΔT , час N , шт n , шт	RA-06018								
		122 36 5							
L , мм l , мм $l_{отн}$	35	35	35	35	35	35	35	35	35
	27	20	24	21	15	11	25	26	
	0,78	0,57	0,69	0,60	0,43	0,31	0,71	0,74	
	35	35	35	35	35	35	35	35	35
	20	15	7	13	29	12	8	27	
	0,57	0,43	0,20	0,37	0,83	0,34	0,23	0,77	
	35	35	35	35	35	35	35	35	
	12	15	7	13	29	12	8	27	
	0,34	0,43	0,20	0,37	0,83	0,34	0,23	0,77	
	35	35	35	35	35	35	35	35	
	12	25	15	13	12	12	23	22	
	0,34	0,71	0,43	0,37	0,34	0,34	0,66	0,63	
	35	35	40	35					
	12	35	40	35					
	0,34	1,00	1,00	1,00					
Диапазон $l_{отн}$	0–0,2	0,21–0,4	0,41–0,6	0,61–0,8	0,81–0,99				
Количество трещин в диапазоне	3	10	9	8	1				
Доля от общего количества	0,10	0,32	0,29	0,26	0,03				

вания $\alpha = 0,3$, обратная величина $1/\alpha$ показывает, что новая трещина возникает через каждые 3,4 ч. Поскольку пять трещин распространились на весь профиль (стрингер полностью разрушен, в таблице выделены красным), то остальные трещины (их 31) развивались в течение $109 - 5 \cdot 3,4 = 92$ ч наработки. Это время, за которое шестая трещина (при всех принятых допущениях) развилась до критической длины около 0,8 ширины профиля. Подставляя полученные значения в формулу (3), получаем скорость роста трещины $V = 0,009$ ширины профиля за 1ч наработки. Для самого распространенного профиля 20 мм × 15 мм скорость составляет $V = 0,315$ мм/ч. При достижении трещиной ширины профиля 0,8 начинается ее ускоренный рост и трещины большей длины не обнаруживаются.

Выводы

Полученные с помощью предложенного метода значения скорости распространения трещин в стрингерах из материала 01420 хорошо согласуются с экспериментальными данными, полученными непосредственным измерением скорости роста трещин как на летающем вертолете, так и при стендовых испытаниях элементов «обшивка — стрингер». В эксплуатации период прохождения трещиной свободной полки стрингера составлял 100–200 ч. При этом следует отметить, что указанные измерения проводились около 15 лет назад. Как показывает опыт эксплуатации вертолетов Ми-26Т в ГА РФ, существует определенная тенденция увеличения количества обнаруживаемых трещин в зависимости от срока службы, связанная скорее всего с деградацией свойств материала, в частности с его охрупчиванием. Поэтому увеличение скорости прохождения трещиной профиля стрингера является вполне ожидаемым. Тем не менее порядок значений скорости сохраняется. Проведенные стендовые испытания элементов «обшивка—стрингер» показали значительный разброс (более одного порядка) периода живучести профиля. Минимальные значения времени прохождения свободной полки стрингера составляли около 60 ч в переводе на эксплуатационную наработку. Эти значения также хорошо согласуются с приведенными выше данными. И наконец, полученные данные о критических длинах трещин и периодах стабильного роста хорошо согласуются с многочисленными математическими моделями роста трещин усталости, например предложенными в работах [20–22].

Поддержание летной годности фюзеляжей вертолетов Ми-26Т, стрингеры которых изготовлены из материала 01420, требует применения обоснованных методик и критериев оценки без-

опасности эксплуатации при наличии трещин стрингеров. Предложенный косвенный метод оценки скорости роста трещин в стрингере поможет более качественно оценивать поведение конструкции на определенном этапе эксплуатации. Применение метода не требует специального оборудования и больших временных затрат, достаточно измерения длин обнаруживаемых трещин при очередной оценке технического состояния вертолета.

Метод может быть применен также для описания других дефектов типа трещин, столь же массовых, как трещины стрингеров из материала 01420.

Список источников

1. *Михеев В.* МВЗ им. М.Л. Миля 50 лет. — М.: Любимая книга, 1998. — 272 с.
2. *Величко И.* Изящный грузовоз Ми-26. Ч. 3. Эксплуатация // Наука и техника. 2013. № 5(84). С. 55–62.
3. *Иванов Ю.* Высоко лечу, тяжело несу // Вертолет. 2000. № 2. URL: <https://military.wikireading.ru/hocHzNn1eq>
4. *Артамонов Б.Л., Заграничнов А.С., Лисовинов А.В.* Тяжелый вертолет для арктической транспортной системы // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 2. С. 52–66. DOI: 10.34759/vst-2021-2-52-68
5. *Квасов Ф.И., Фридляндер И.Н.* Промышленные алюминиевые сплавы: Справочник. — 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Металлургия, 1984. — 527 с.
6. *Фридляндер И.Н., Чуистов К.В., Березина А.Л., Колобнев Н.Н.* Алюминий-литиевые сплавы. Структура и свойства. — Киев: Наукова думка, 1992. — 192 с.
7. *Каблов Е.Н.* (общ. ред.) Авиационные материалы: Справочник в 12 т. Т. 4 «Алюминиевые и бериллиевые сплавы». Ч. 1 «Деформируемые алюминиевые сплавы». — 7-е изд., перераб. и доп. — М.: ВИАМ, 2002. — Книга 2. — 502 с.
8. *Фридляндер И.Н., Сандлер В.С.* Сплав 01420 Al-Mg-Li // Металловедение и термическая обработка металлов. 1988. С. 28–36.
9. Окончательный отчет по результатам авиационного происшествия (катастрофа вертолета Ми-26Т RA-06121). — М.: Межгосударственный авиационный комитет, 2015. — 209 с.
10. *Осипов Д.Н., Шапкин В.С.* Расчет параметров нагружения элементов «обшивка—стрингер» конструкции вертолета Ми-26Т при усталостных испытаниях // Научный вестник МГТУ ГА. 2010. № 153. С. 70–76.
11. *Осипов Д.Н., Сердобольская М.Л., Шапкин В.С.* Схематизация процесса эксплуатационного нагружения элемента «обшивка—стрингер» вертолета Ми-26Т для усталостных испытаний со случайным нагружением // Научный вестник МГТУ ГА. 2010. № 153. С. 83–91.
12. *Шапкин В.С., Акоюн К.Э., Осипов Д.Н., Ряхин Д.А.* Оценка напряжений в элементах конструкции фюзеляжа вертолета Ми-26Т // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2014. № 5(316). С. 7–14.

13. *Потапенко Ю.А., Лосев А.И., Осипов Д.Н.* Результаты исследования причин возникновения множественных трещин на стрингерах фюзеляжа вертолета Ми-26Т RA-06081 // *Научный вестник ГосНИИ ГА.* 2021. № 34. С. 16–24.
14. *Селихов А.Ф., Чижов В.М.* Вероятностные методы в расчетах прочности самолета. – М.: Машиностроение, 1987. – 236 с.
15. *Ушаков И.А.* Курс теории надежности систем: Учеб. пособие. – М.: Дрофа, 2008. – 239 с.
16. *Ицкович А.А., Файнбург И.А.* Основы теории надежности. Часть 2. Методы обеспечения надежности при проектировании, производстве и эксплуатации: Учеб. пособие. – М.: МГТУ ГА, 2016. – 76 с.
17. ГОСТ Р 27.002-2009 Надежность в технике. Термины и определения. – М.: Стандартиформ, 2011. – 32 с.
18. *Осипов Д.Н., Юскин С.А.* Методика оценки эквивалентности воспроизведения эксплуатационных нагрузок при стендовых испытаниях тяжелого транспортного вертолета // *Вестник Московского авиационного института.* 2022. Т. 29. № 4. С. 116–124. DOI: 10.34759/vst-2022-4-116-124
19. *Арепьев А.Н., Громов М.С., Шапкин В.С.* Вопросы эксплуатации живучести авиаконструкций. – М.: Воздушный транспорт, 2002. – 422 с.
20. *Броек Д.* Основы механики разрушения / Пер. с англ. – М.: Высшая школа, 1980. – 368 с.
21. *Коллинз Дж.* Повреждение материалов в конструкциях. Анализ, предсказание, предотвращение / Пер. с англ. А.М. Васильева. – М.: Мир, 1984. – 624 с.
22. *Мураками Ю.* Справочник по коэффициентам интенсивности напряжений: В 2 т. / Пер. с англ. под ред. Р.В. Гольдштейна, Н.А. Махутова. – М.: Мир, 1990. – 1013 с.

References

1. Mikheev V. *MVZ im. M.L. Milya 50 let* (MIL Moscow Helicopter Plant, 50 Years). Moscow: Lyubimaya kniga; 1998. 272 p. (In Russ.).
2. Velichko I. Elegant Mi-26 cargo ship. Part 3. Exploitation. *Nauka i tekhnika.* 2013;84(5):55–62. (In Russ.).
3. Ivanov Yu. I fly high, I carry heavily. *Vertolet.* 2000(2). (In Russ.). URL: <https://military.wikireading.ru/hocHzNn1eq>
4. Artamonov BL, Zagranichnov AS, Lisovinov AV. Heavy helicopter for arctic transport system. *Aerospace MAI Journal.* 2021;28(2):52–66. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2021-2-52-68
5. Kvasov FI, Fridlyander IN. *Promyshlennyye alyuminievyye splavy: Spravochnik* (Industrial aluminum alloys: Handbook). 2nd ed. Moscow: Metallurgiya; 1984. 527 p. (In Russ.).
6. Fridlyander IN, Chuistov KV, Berezina AL. et al. *Alyuminii-litiyevyye splavy. Struktura i svoystva* (Aluminum-lithium alloys. Structure and properties). Kiev: Naukova dumka; 1992. 192 p. (In Russ.).
7. Kablov EN. (ed) *Aviatsionnyye materialy: Spravochnik v 12 t. T. 4 "Alyuminievyye i berillievyye splavy". Ch. 1 "Deformiruemyye alyuminievyye splavy"* (Aviation materials: Handbook in 12 volumes. Vol. 4 "Aluminum and beryllium alloys". Part 1 "Deformable aluminum alloys"). 7ed. Moscow: VIAM; 2002. Book 2. 502 p. (In Russ.).
8. Fridlyander IN, Sandler VS. Alloy 1420 of the system Al-Mg-Li. *Metal Science and Heat Treatment.* 1988;30:594–602. (In Russ.). DOI: 10.1007/BF00778264
9. *Okonchatel'nyy otchet po rezul'tatam aviatsionnogo proisshestviya. Katastrofa vertoleta Mi-26T RA-06121* (Final report on the results of the aviation accident. Mi-26T RA-06121 helicopter crash). Moscow: Mezghosudarstvennyy aviatsionnyy komitet; 2015. 209 p. (In Russ.).
10. Osipov DN, Shapkin VS. Calculation of the loading parameters of the "skin – stringer" elements of the Mi-26T helicopter design during fatigue tests. *Civil Aviation High Technologies.* 2010(153):70–76. (In Russ.).
11. Osipov DN, Serdobol'skaya ML, Shapkin VS. Processes schematization of the of operational loading of the "skin – stringer" element of the Mi-26T helicopter for fatigue tests with random loading. *Civil Aviation High Technologies.* 2010(153):83–91.
12. Shapkin VS, Akopyan KE, Osipov DN. et al. Stress assessment in the structural elements of the fuselage of the Mi-26T helicopter. *Nauchnyi vestnik GosNII GA.* 2014;316(5):7–14. (In Russ.).
13. Potapenko YuA, Losev AI, Osipov DN. The results of the study of the causes of multiple cracks on the fuselage stringers of the Mi-26T RA-06081 helicopter. *Nauchnyi vestnik GosNII GA.* 2021(34):16–24. (In Russ.).
14. Selikhov AF, Chizhov VM. *Veroyatnostnyye metody v raschetakh prochnosti samoleta* (Probabilistic methods in calculating the strength of an aircraft). Moscow: Mashinostroenie; 1987. 236 p. (In Russ.).
15. Ushakov IA. *Kurs teorii nadezhnosti sistem* (The course of the theory of reliability of systems). Moscow: Drofa; 2008. 239 p. (In Russ.).
16. Itskovich AA, Fainburg IA. *Osnovy teorii nadezhnosti. Chast' 2. Metody obespecheniya nadezhnosti pri proektirovaniy, proizvodstve i ekspluatatsii* (Fundamentals of reliability theory. Part 2. Methods of ensuring reliability in design, production and operation). Moscow: MGTU GA; 2016. 76 p. (In Russ.).
17. *Nadezhnost' v tekhnike. Terminy i opredeleniya. GOST R 27.002-2009* (Dependability in technics. Terms and definitions. State Standard R 27.002-2009). Moscow: Standartinform; 2011. 32 p. (In Russ.).

18. Osipov DN, Yuskin SA. A technique for equivalence assessment of operational loads reproduction while heavy transport helicopter bench tests. *Aerospace MAI Journal*. 2022;29(4):116-124. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2022-4-116-124
19. Ареп'ев АН, Громов МС, Шапкин ВС. *Вопросы эксплуатационной живучести авиаконструкций* (Issues of operational survivability of aircraft structures). Moscow: Vozdushnyi transport; 2002. 422 p. (In Russ.).
20. Broek D. *Elementary engineering fracture mechanics*. 4th ed. Springer; 1982. 540 p. (In Russ.).
21. Callins JA. *Failure of materials in mechanical design: Analysis, Prediction, Prevention*. 2nd ed. New York: Wiley-Interscience; 1993. 672 p. (In Russ.).
22. Murakami Y. (ed) *Stress Intensity Factors Handbook*. In 2 vols. Oxford, New York: Pergamon press; 1987. 1456 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 12.11.2024; одобрена после рецензирования 22.11.2024; принята к публикации 09.12.2024.
The article was submitted on 12.11.2024; approved after reviewing on 22.11.2024; accepted for publication on 09.12.2024.