

РЕКОНСТРУКЦИЯ ДИНАМИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА ПЕРЕД ЕЁ РАЗРУШЕНИЕМ

© 2022

М. А. Артамонов кандидат физико-математических наук, начальник бригады; Опытнo-конструкторское бюро имени А. Люльки – филиал ПАО «ОДК – Уфимское моторостроительное производственное объединение», г. Москва; maxartamonov@gmail.com

А. А. Говоров ведущий конструктор; Опытнo-конструкторское бюро имени А. Люльки – филиал ПАО «ОДК – Уфимское моторостроительное производственное объединение», г. Москва; andrey.govorov@okb.umpo.ru

Д. С. Старшинов начальник бригады; Опытнo-конструкторское бюро имени А. Люльки – филиал ПАО «ОДК – Уфимское моторостроительное производственное объединение», г. Москва; umpo@umpo.ru

В работе стояла задача объяснить причину разрушения рабочей лопатки вентилятора, которое произошло при запуске двигателя в составе объекта на земле. В результате проведённого фрактографического анализа фрагментов лопатки было выявлено, что разрушение произошло из-за зарождения в ней усталостной трещины. Было установлено место зарождения трещины, параметры роста трещины, проведён спектральный анализ излома. Для установления причины появления усталостной трещины в лопатке необходимо было определить динамическое состояние лопатки во время её разрушения. Фрактографическим способом были определены участки второй стадии устойчивого роста трещины, при которой формируются усталостные бороздки. Зная шаг усталостных бороздок, с использованием закона Пэриса определён размах коэффициента интенсивности напряжения трещины. Для определения напряжений проведён комплекс расчётных работ, включающих моделирование развития трещины в лопатке. Основной предпосылкой для работы стала возможность моделирования коэффициента интенсивности напряжений на каждом шаге роста трещины и сравнение с экспериментальными данными. Расчёт показал при каких условиях происходит многократное увеличение напряжений и позволил получить предполагаемое значение амплитуды колебаний. Дополнительный модальный анализ показал резонансную форму, которая и обусловила усталостный характер развития трещины. Данный подход позволил определить при каких условиях происходил рост трещины в лопатке и выявить причину разрушения.

Рабочая лопатка; расчёт коэффициента интенсивности напряжений; фрактографический анализ

Цитирование: Артамонов М.А., Говоров А.А., Старшинов Д.С. Реконструкция динамического нагружения лопатки вентилятора перед её разрушением // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 1. С. 24-33. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-1-24-33

Введение

При эксплуатации двигателя самолёта произошёл обрыв лопатки первой ступени вентилятора. Данный случай является экстраординарным, поскольку имеющиеся резонансы не должны были приводить к мгновенным разрушениям.

На исследование поступила только часть лопатки, относящейся к замковой части. Очаг усталостной трещины расположен на спинке рабочей лопатки рядом с выходной кромкой в нижней части пера лопатки. В очаге не обнаружено наличия существенных факторов, которые способствовали ускоренному зарождению трещины. Одной из версий было предположение, что вследствие попадания постороннего предмета произошёл

отрыв части лопатки с бандажной полкой, и последующее усталостное разрушение определяется как вторичное из-за высокого динамического нагружения. Для подтверждения этой версии была проведена работа по воссозданию динамического состояния лопатки во время её разрушения.

Динамические напряжения не поддаются численным расчётным исследованиям, но об их величине в случае разрушения мы можем судить по характерным размерам усталостных бороздок. Таким образом, получив параметры последствия разрушения, была предпринята попытка смоделировать процесс, симитировав амплитуду действующих напряжений посредством отклонения по первой форме колебаний консольной лопатки с трещиной.

Стоит отметить, что к рабочим лопаткам предъявляются жёсткие требования [1]. Перед тем как двигатель пройдёт государственные стендовые испытания (ГСИ) и пойдёт в серию, каждый узел проходит всесторонние исследования. Так и для рабочей лопатки вентилятора была известна её динамическая картина поведения в условиях эксплуатации посредством расчётов и многочисленных испытаний.

В рамках выявления причин разрушения параллельно с металлургическими исследованиями было решено проанализировать результаты расчётных исследований и смоделировать развитие трещины для предсказания значения действующей нагрузки. На момент разрушения двигателя прошли ГСИ и обладали достаточным объёмом экспериментально-расчётной информации.

Объектом исследования являлась рабочая лопатка, изготовленная из титанового сплава ВТ6. Высокие напряжения можно наблюдать на режиме в районе 100% оборотов по третьей гармонике с первой формой. На момент разрушения лопатки известны параметры работы двигателя (рис. 1) (частота вращения ротора компрессора низкого давления 95%).

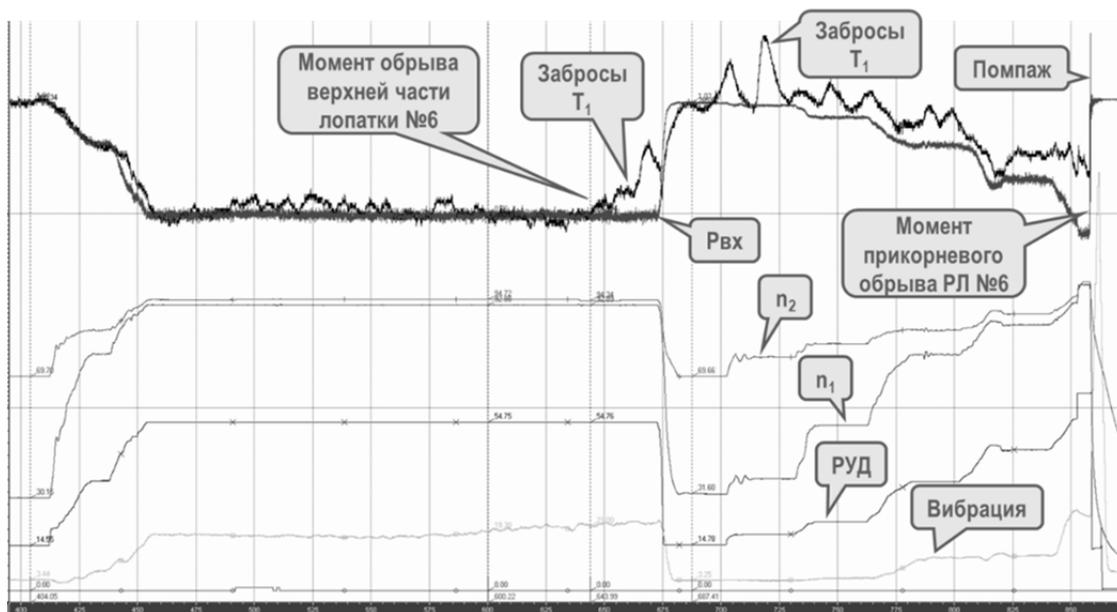


Рис. 1. Параметры работы во время обрыва рабочей лопатки

Фрактографический анализ разрушенной лопатки

Усталостное развитие трещины разделяется на три стадии: первая – стадия роста, вторая стадия – «устойчивого» роста трещины и третья стадия – «ускоренная» [2]. Для первой стадии роста характерно формирование рельефа фасеточного или квазифасе-

точного типа [2; 3]. Для второй стадии роста характерно формирование в рельефе излома усталостных бороздок [4; 5]. Шаг усталостных бороздок соответствует продвижению усталостной трещины за один цикл нагружения [3]. Известно, что для второй стадии роста трещины скорость роста трещины связана с коэффициентами интенсивности напряжения (КИН) трещины по закону Пэриса [2; 6]:

$$\frac{da}{dN} = C \Delta K^n,$$

где C , n – параметры Пэриса, определяемые при испытаниях образцов типа внецентренного растяжения (ВР).

Для третьей стадии роста трещины наблюдается смешанный рельеф, когда усталостные бороздки наблюдаются вместе с ямочным изломом [3].

Методом электронной микроскопии были определены виды изломов в зависимости от расстояния до очага, характер распространения трещин и размеры усталостных бороздок на различном расстоянии до очага. Определение шага усталостных бороздок, относящихся ко второй стадии роста трещины, позволяет определить КИН для данного участка излома и в последующем определить динамическую нагрузку, действующую на лопатку. Фрактографический анализ проводился с использованием растрового электронного микроскопа (РЭМ) JSM-IT300LV фирмы JEOL.

Центр очага находится на расстоянии $\approx 0,69$ мм от начала закругления выходной кромки пера на спинке лопатки (рис. 2).

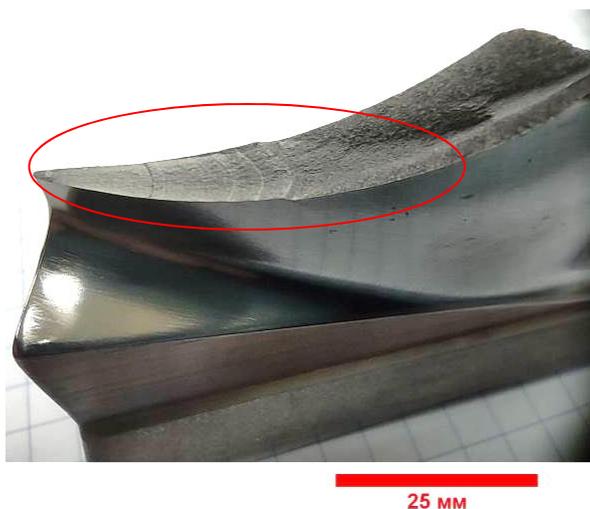


Рис. 2. Общий вид излома лопатки. Овалом указано расположение усталостной трещины

Первоначальный рост трещины происходил с формированием псевдофасеточного излома, что соответствует первой стадии роста трещины. Начиная с расстояния $\approx 0,9$ мм от очага наблюдаются участки излома с формированием усталостных бороздок (рис. 3). При дальнейшем росте трещины количество участков с усталостными бороздками возрастает и формирование усталостных бороздок становится основным механизмом разрушения. Были проведены измерения размеров усталостных бороздок в зависимости от расстояния до очага. Измерение скорости роста трещины позволило определить количество циклов распространения усталостной трещины по второму участку излома. Получено, что развитие трещины только по второму участку составляет ≈ 16700 циклов, а с учётом участка излома от очага до первого локального места излома с усталостными бороздками ≈ 23000 циклов.

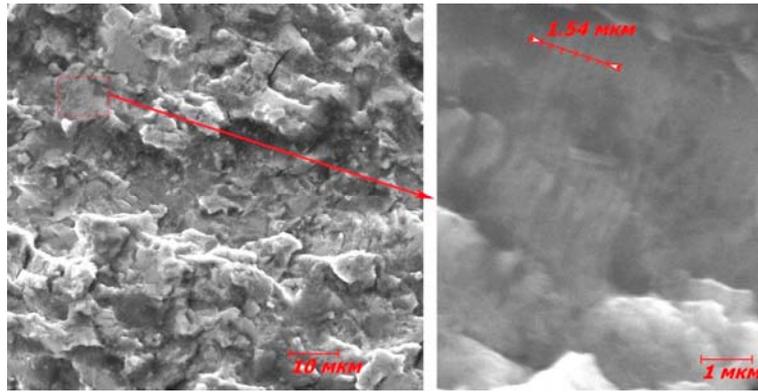


Рис. 3. Локальный участок излома, находящийся на расстоянии ≈ 1 мм от очага, на котором наблюдается формирование усталостных бороздок со средним шагом 0,2 мкм (измерен блок усталостных бороздок)

Получены следующие размеры трещины, соответствующие различным стадиям роста трещины:

- первая стадия – от 0 до 0,9 мм до очага;
- вторая стадия – от 0,9 до 9 мм до очага;
- третья стадия – от 9 до 15 мм до очага;
- долом – от 15 мм до очага.

Было выбрано несколько точек, по которым были измерены геометрические размеры трещины, относящиеся к данным участкам излома, и проведена оценка КИН.

Полученное количество циклов (без стадии зарождения трещины) соответствует переходу от многоциклового усталости (МнЦУ) к малоциклового усталости (МЦУ). Это указывает, что разрушение лопатки происходило под воздействием высокой динамической нагрузки, превышающей предел усталости.

Моделирование условий обрыва лопатки

На рис. 4 представлено распределение напряжений в исходной лопатке при резонансе по первой форме. Видны области повышенных напряжений в прикорневой части, а также вокруг бандажной полки.

После проведенных металлографических исследований в качестве гипотезы была принята следующая последовательность разрушения: обрыв лопатки под бандажной полкой (место разрушения неизвестно), развитие трещины под воздействием гармонических колебаний со стороны выходной кромки (параметры трещины получены после фрактографического анализа).

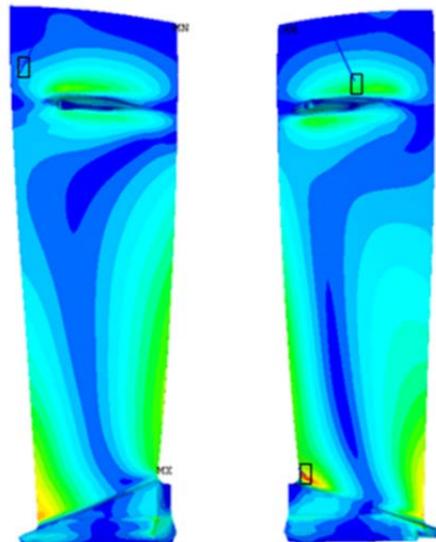


Рис. 4. Распределение напряжений в исходной лопатке

Сначала предстояло узнать место откуда пошло разрушение, приведшее к отрыву верхней части рабочей лопатки, исходя из следующих предположений:

- потеря бандажной связи, что могло стать следствием отрыва верхней части рабочей лопатки, разрушением под бандажной полкой;
- отрыв произошёл вдоль осевой линии двигателя (разрушение произошло по поперечному сечению от растягивающих усилий в поле центробежных сил);
- на оставшейся части лопаток возникли условия, приведшие к высоким напряжениям, которые могли быть вызваны высокой амплитудой колебаний (не мгновенное разрушение могло быть вызвано возникшим резонансом).

Таким образом, на первом этапе расчётных исследований нам нужно получить высоту обрыва верхней части лопатки, при которой в оставшейся геометрии возникают условия резонанса при 95% оборота в условиях наземных испытаний. Для этой цели решалась задача модального анализа с преднагрузением с последовательным изменением геометрии лопатки для выполнения условий резонанса по имеющимся данным. На рис. 5 представлена итоговая диаграмма Кэмпбелла для наиболее вероятного сценария разрушения при условии резонанса.

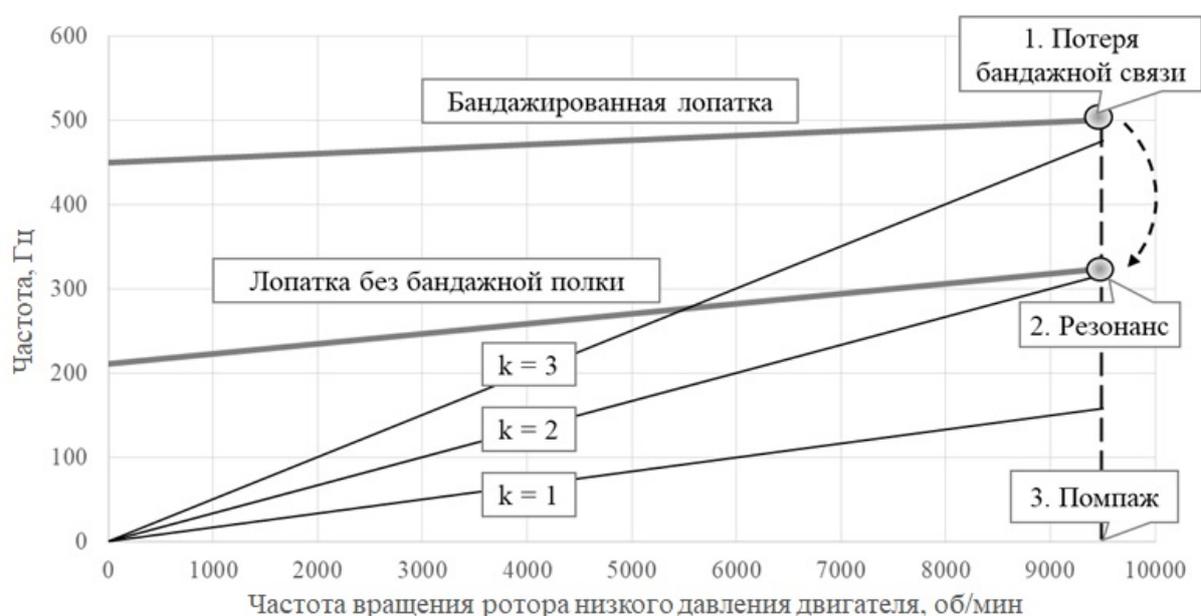


Рис. 5. Диаграмма Кэмпбелла со сравнением собственных частот исходной и разрушенной рабочей лопатки

При отсутствии верхней части лопатки собственная частота лопатки сразу же падает на вторую гармонику, что приводит к возникновению резонанса. На рисунке показана диаграмма Кэмпбелла, на котором видно снижение собственной частоты и выполнение условия, приведшего к раскачиванию лопатки.

Моделирование развития трещины и расчёт КИН

Расчётное значение максимальных главных напряжений от действия эксплуатационных сил составило $21,7 \text{ кгс/мм}^2$ в области развития трещины. При этом опасная зона находилась в области перехода замка в перо лопатки на выходной кромке со стороны спинки (рис. 6).

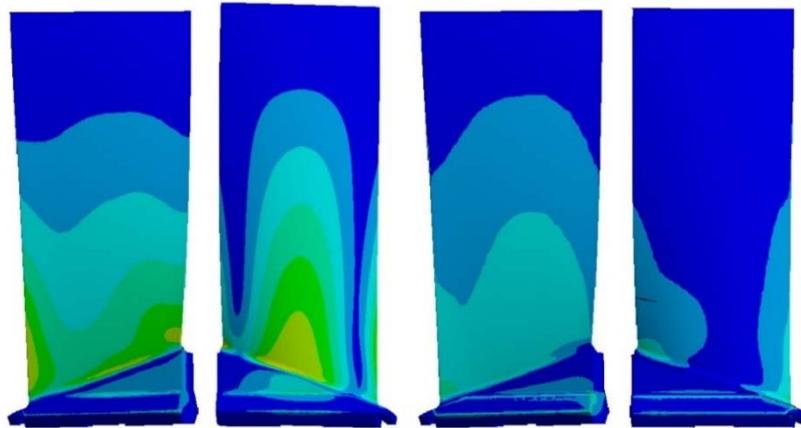


Рис. 6. Максимальные главные напряжения от действия эксплуатационных сил (слева) и динамические напряжения по первой форме (справа)

Моделирование проводилось в программном комплексе Ansys модуле Static Structural. Для моделирования трещины использовался инструмент Arbitrary Crack с параметрами, полученными из отчёта после фрактографического исследования. Размерность моделей составляла не более 250 000 конечных элементов второго порядка. Действующее давление и температурная нагрузка – согласно условиям работы. Амплитуда отклонения пера лопатки задавалась через принудительное перемещение верхней части пера в плоскости меньшей инерции.

Для расчёта было выбрано шесть случайных точек, соответствующих участку устойчивого роста трещины. В результате расчёта (табл. 1) были подобраны следующие амплитуды отклонения (отклонение от замеренного не превышает 3%), при которых расчётные значения КИН соответствуют значениям, полученным при фрактографическом анализе и использовании закона Пэриса.

На рис. 7 приведены значения КИН по фронту трещины. Значение для сравнения выбиралось по центру фронта. На графике приведена зависимость размера трещины от полученного КИН.

Таблица 1

Номер точки	35	38	42	51	57	63
Амплитуда, мм	10,5	7	10	7	6	5,5
КИН, МПа·мм ^{0,5}	783	686	875	714	793	740

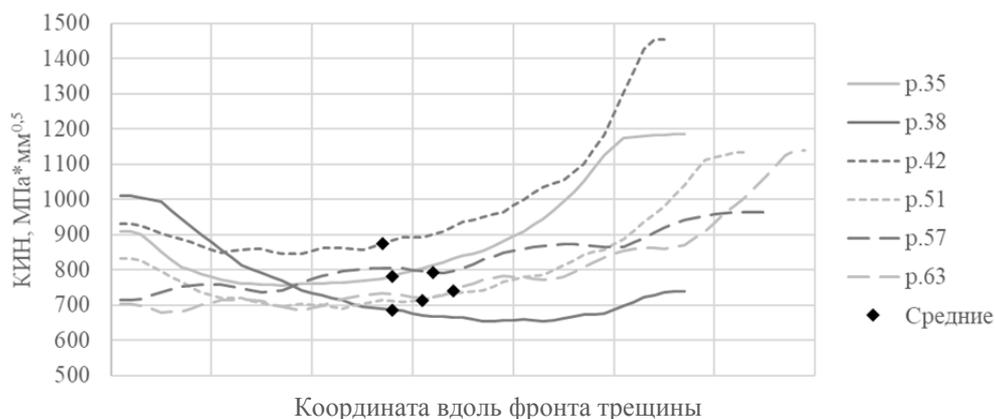


Рис. 7. Расчётные значения КИН для исследуемых трещин

Решение обратной задачи при действии расчётной амплитуды

После получения значения отклонения при моделировании конкретного шага раскрытия трещины полученные значения амплитуд прикладывались к лопатке без трещины. В табл. 2 представлены результаты соответствующих максимальных главных напряжений.

Таблица 2

Тип расчёта (амплитуда)	р. 35 (10,5 мм)	р. 38 (7 мм)	р. 42 (10 мм)	р. 51 (7 мм)	р. 57 (6 мм)	р. 63 (5,5 мм)
Главные напряжения, кгс/мм ²	51,2	39,6	49,4	39,6	36,3	34,7
Динамические напряжения, кгс/мм ²	29,5	17,9	27,7	17,9	14,6	13,0

За действующие напряжения приняты суммарные напряжения из статических и динамических значений (рис. 8). Соответственно динамические напряжения в табл. 2 рассчитывались по формуле

$$\sigma_{\text{дин}} = \sigma_{\Sigma} - \sigma_{\text{стат}},$$

где σ_{Σ} – напряжения, рассчитанные при заданной амплитуде; $\sigma_{\text{стат}}$ – напряжения, рассчитанные только от эксплуатационных нагрузок.

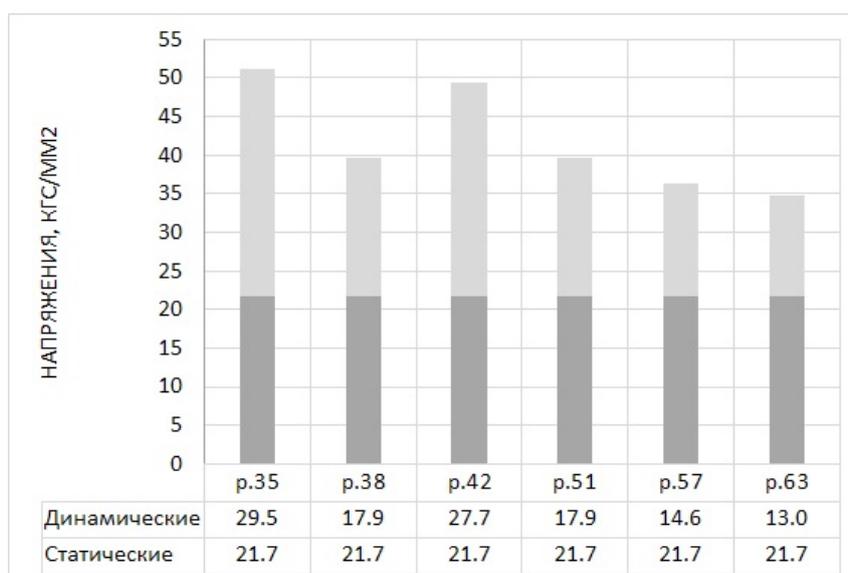


Рис. 8. Напряжения от действия расчётной амплитуды колебаний

Обобщение полученных результатов

Получаем, что среднее значение амплитуды на начальном этапе устойчивого роста трещины было порядка 7...10 мм. Динамические значения максимальных главных напряжений на начальном этапе роста усталостной трещины составили 29,5 кгс/мм², что соответствует пределу усталостной прочности $K_v = 0,97$.

Аппроксимация результатов до очага условная (рис. 9) и показывает максимальные напряжения 44 кгс/мм², что соответствует $K_v = 0,55$.

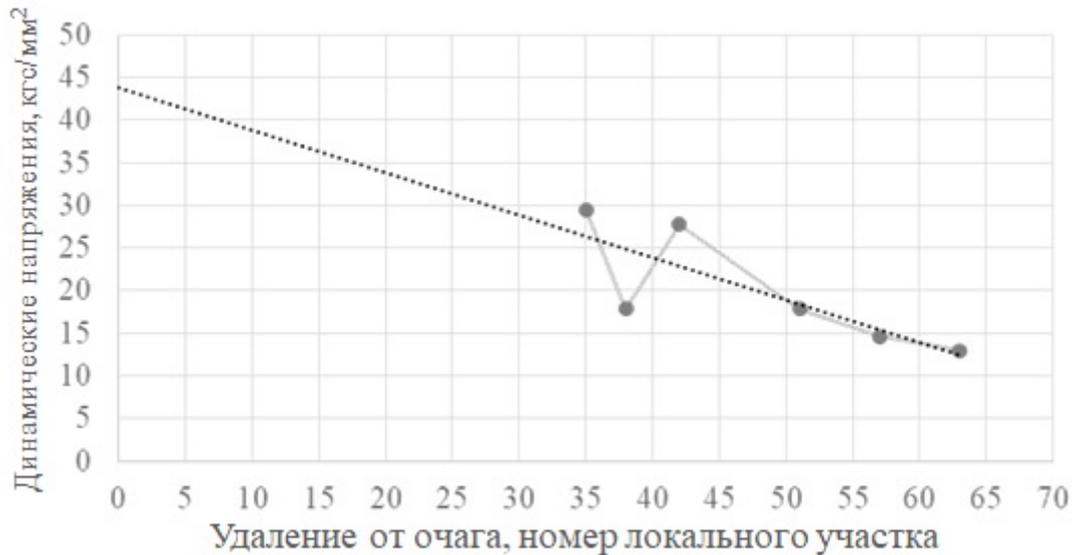


Рис. 9. Аппроксимация напряжений до действующего значения в месте очага

Заключение

Фрактографические исследования подтверждают усталостный характер разрушения в результате воздействия высоких амплитуд колебаний.

Таким образом можно утверждать, что наиболее вероятный сценарий обрыва лопаток происходил вследствие потери бандажной связи и обрыва верхней части лопатки под бандажной полкой. В результате чего в лопатке были выполнены условия возникновения резонанса. Высокая амплитуда колебаний привела к зарождению и раскрытию трещины и, как следствие, – к обрыву лопатки по «прикорневой» части.

Условия для возникновения столь высоких амплитуд колебаний и зарождения трещины в данном месте для исходной геометрии лопаток отсутствуют благодаря большому объёму доводочных расчётно-экспериментальных данных.

Спектральный анализ очага трещины не выявил присутствия посторонних химических элементов, благодаря чему можно сделать вывод, что данное разрушение было вторично и вызвано обрывом верхней части лопатки.

Причину обрыва «верхней» части лопатки исследовать не было возможности ввиду отсутствия данной части лопатки. Условия резонанса и высоких напряжений в районе бандажной полки достигнуты не были, поэтому влияние динамических напряжений можно исключить. Это оставляет как наиболее вероятную версию – попадание постороннего предмета и повреждение лопатки под бандажной полкой, что привело ко вторичному разрушению в «прикорневой» зоне.

Было показано, что отрыв верхней части лопатки вызывает условия резонанса на режиме, при котором произошёл основной обрыв лопатки по корню. Подтверждение гипотезы и применение данной методики в дальнейшем позволит связать обнаруженные трещины и то состояние, при котором эксплуатировалась рабочая лопатка при появлении трещины или перед разрушением. Информация об условиях работы двигателя перед началом разрушительных процессов может позволить предотвратить подобные условия в дальнейшей эксплуатации целой серии двигателей.

Библиографический список

1. Сиротин Н.Н., Марчуков Е.Ю., Новиков А.С., Пайкин А.Г., Сиротин А.Н., Нестеренко В.Г. Основы конструирования, производства и эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок в системе CALS технологий. Кн. 2. Производство ГТД и ЭУ. М.: Наука, 2012. 431 с.
2. Терентьев В.Ф., Кораблева С.А. Усталость металлов. М.: Наука, 2015. 484 с.
3. Иванова В.С., Шанявский А.А. Количественная фрактография: усталостное разрушение. Челябинск: Металлургия, 1988. 396 с.
4. Hall L.R., Chan R.C. On plane strain cyclic flow growth rates // *Engineering Fracture Mechanics*. 1971. V. 3, Iss. 2. P. 169-174. DOI: 10.1016/0013-7944(71)90007-5
5. Forsyth P.J.E., Ryder D.A. Fatigue fracture: Some results derived from the microscopic examination of crack surfaces // *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 1960. V. 32, Iss. 4. P. 96-99. DOI: 10.1108/eb033233
6. Мак-Ивили Артур Дж. Анализ аварийных разрушений. М.: Техносфера, 2010. 413 с.

RECONSTRUCTION OF FAN BLADE DYNAMIC LOADING PRIOR TO ITS FRACTURE

© 2022

- M. A. Artamonov** Candidate of Science (Engineering), Head of Subdivision;
A. Lyulka Design Bureau, Branch of PJSC «UEC – Ufa Engine-Building
Production Association», Moscow, Russian Federation;
maxartamonov@gmail.com
- A. A. Govorov** Leading Designer;
A. Lyulka Design Bureau, Branch of PJSC «UEC – Ufa Engine-Building
Production Association», Moscow, Russian Federation;
andrey.govorov@okb.umpo.ru
- D. S. Starshinov** Head of Subdivision;
A. Lyulka Design Bureau, Branch of PJSC «UEC – Ufa Engine-Building
Production Association», Moscow, Russian Federation;
umpo@umpo.ru

To maintain the functionality of fan blades, it is important to know the distribution of dynamic stresses in the blade, their amplitude and vibration frequency. Understanding of the dynamic loading pattern will allow us to determine under what conditions the engine was operated, to identify and prevent emergencies that could lead to the blade fracture. The purpose of this work is to understand the cause of the fan blade fracture that occurred during the engine ground start. Due to fractographic analysis of blade fragments it was revealed that the fracture occurred due to the initiation of fatigue cracks in blades. The place of crack initiation and parameters of crack growth were established, spectral analysis of the fracture was carried out. To establish the reason of fatigue crack initiation it was necessary to determine the dynamic state of the blades during their destruction. The sections of the second stage of stable crack growth, during which fatigue striations are formed, were determined using the fractographic method. Using the spacing of the fatigue striations and Paris's law, the crack stress intensity range was determined. Modeling of crack propagation in the blade was carried out to define the stress state. The ability to determine the stress intensity factor at each step of crack growth and its comparison with research data made this work possible. The simulation showed under what conditions manifold increase in stresses occurs and made it possible to obtain the expected value of vibration amplitude. Additional modal analysis showed a resonant form that caused the fatigue nature of crack propagation. The demonstrated approach established crack growth conditions and revealed the cause of blade fracture.

Fan blade; calculation of stress intensity factor; fractographic analysis

Citation: Artamonov M.A., Govorov A.A., Starshinov D.S. Reconstruction of fan blade dynamic loading prior to its fracture. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022. V. 21, no. 1. P. 24-33. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-1-24-33

References

1. Sirotin N.N., Marchukov E.Yu., Novikov A.S., Paykin A.G., Sirotin A.N., Nesterenko V.G. *Osnovy konstruirovaniya, proizvodstva i ekspluatatsii aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok v sisteme CALS tekhnologiy. Kn. 2. Proizvodstvo GTD i EU* [Elements of design, manufacture and maintenance of aviation gas turbine engines and power generating systems in CALS technologies system. Book 2. Manufacture of gas turbine engines and power plants]. Moscow: Nauka Publ., 2012. 431 p.
2. Terent'ev V.F., Korableva S.A. *Ustalost' metallov* [Fatigue of metals]. Moscow: Nauka Publ., 2015. 484 p.
3. Ivanova V.S., Shanyavskiy A.A. *Kolichestvennaya fraktografiya: ustalostnoe razrushenie* [Quantitative fractography: fatigue failure]. Chelyabinsk: Metallurgiya Publ., 1988. 396 p.
4. Hall L.R., Chan R.C. On plane strain cyclic flow growth rates. *Engineering Fract Mechanics*. 1971. V. 3, Iss. 2. P. 169-174. DOI: 10.1016/0013-7944(71)90007-5
5. Forsyth P.J.E., Ryder D.A. Fatigue fracture: Some results derived from the microscopic examination of crack surfaces. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 1960. V. 32, Iss. 4. P. 96-99. DOI: 10.1108/eb033233
6. Mc-Ivili Arthur J. *Metal failures: mechanisms, analysis, preventions*. New York: John Wiley & Sons, 2002. 324 p.