

Численное исследование влияния геометрических характеристик наклонной трещины турбинной лопатки профиля Р-2617А на разрушающее давление в системе обнаружения повреждений

И.К. АНДРИАНОВ,

канд. техн. наук,

М.С. ГРИНКРУГ,

канд. техн. наук,

М. КАРА БАЛЛИ,

аспирант

(ФГБОУ ВО «КНАГУ»,

Комсомольск-на-Амуре)

ivan_andrianov_90@mail.ru

Исследуется проблема обнаружения трещин в лопатках газовых турбин в режиме работы двигателя. Проведены серии конечно-элементных расчетов предельного состояния капсул системы обнаружения трещин лопаток газотурбинного двигателя. В качестве объекта исследования рассмотрена турбинная лопатка профиля Р-2617А. Проанализировано влияние геометрических характеристик – ширины раскрытия трещины турбинной лопатки, угла наклона трещины к радиусу и угла раскрытия трещины – на величину давления, при котором происходит разрушение капсул с активным веществом в системе диагностирования повреждений.

Турбинная лопатка, трещина, диагностика повреждений, метод конечных элементов

Рабочие лопатки авиационных газотурбинных двигателей наиболее важные элементы, на которые действуют центробежные нагрузки и газовые силы. Рабочие лопатки также подвергаются тепловому воздействию в результате работы. В научной литературе по авиационному турбомашиностроению рассматривается вопрос обнаружения повреждений элементов газотурбинного двигателя, в частности турбинных лопаток. Наиболее распространенными методами диагностики разрушения являются метод голографической интерферометрии [1], виброакустический метод [2], метод «принудительной» вибрации [3], фрактнографический метод [4, 5], метод металлографического анализа [5], метод ультразвуковой стимуляции [6]. Характер излома турбинной лопатки в процессе разрушения рассматривается в работе [7]. Данные подходы являются весьма эффективными в диагностике повреждений лопаток турбин, однако применение этих методов в рабочем режиме газовой турбины может вызвать сложности. Таким образом, актуально решение проблемы обнаружения дефектов рабочих лопаток в режиме работы.

В работах [8, 9] предложен способ обнаружения микротрещин лопаток газовых турбин в нестационарных условиях, согласно которому в тело лопатки помещаются капсулы с активным веществом. В процессе роста зародившаяся в теле турбинной лопатки трещина достигает капсулы, которая разрывается вследствие разности давлений внутри и снаружи оболочки капсулы. Активное вещество поступает в проточную часть турбины, где регистрируется датчиком [8, 9]. Данный подход применяется в случае монокристаллических и поликристаллических лопаток. На основании данного подхода для проведения натурных экспериментов был разработан экспериментальный стенд [10] с целью тестирования технологии обнаружения дефектов в оболочках, а также исследованы проблемы оценки предельного давления в оболочках системы обнаружения дефектов в условиях нестационарности, температурной неравномерности с применением методов математического моделирования [11–13]. Описанная система обнаружения трещин может быть реализована с помощью системы перфораций в теле турбинной лопатки, куда помещаются закрытые капсулы, предварительно заполненные ионизирующим веществом. В качестве технологии закрепления капсул в теле лопатки может быть использована горячая посадка, однако данный вопрос является темой отдельного исследования. В случае лопаток с системой внутреннего охлаждения требуется дополнительно учитывать изменение температурного состояния в стенке лопатки вследствие неоднородности стенки при использовании представленной системы. При исследовании влияния системы обнаружения трещин на напряженное состояние лопаток турбин в режиме работы выявлено, что наличие перфораций не влияет на напряженное состояние лопатки при учете только центробежных растягивающих усилий. Как правило, действие изгибающих газовых сил значительно меньше центробежных. С целью снижения количества отказов в работе газотурбинного двигателя также требуется исследование факторов, влияющих на долговечность и надежность элементов турбин, оценка которых проведена в работе [14].

Таким образом, в рамках данного исследования рассматривался вопрос применения подхода для диагностики повреждений лопаток газовых турбин в нестационарных условиях с помощью системы капсул с активным веществом согласно работам [8–10]. В исследовании [11] представлены результаты расчетов разрушающего давления в капсулах на примере заданного профиля турбинной лопатки при изменении диаметра капсул для поперечных трещин отрыва. Однако не исследована проблема оценки разрушающего давления в капсулах системы обнаружения повреждений лопаток газовых турбин в случае развития наклонных трещин.

Цель исследования заключалась в оценке разрушающего давления системы обнаружения повреждений при изменении геометрических характеристик трещин. В соответствии с целью исследования были определены задачи исследования – проведение численных экспериментов на основании метода конечных элементов для определения разрушающего давления в капсуле на примере рабочей лопатки газовой турбины профиля P-2617A [15] при изменении ширины раскрытия трещины, угла наклона трещины к радиусу и угла раскрытия трещины.

В программном комплексе Abaqus была построена геометрическая и конечно-элементная модель рабочей лопатки турбины с помещенными внутрь тремя тонкостенными капсулами, расположенными в продольном направлении пера лопатки. В лопатке турбины были смоделированы трещины, наклоненные под углами 90, 75, 60, 45° к радиусу рабочего колеса при внешнем диаметре оболочки капсулы 2 мм и толщине стенки капсулы 0,5 мм с переменной начальной шириной 1; 0,65; 0,3 мм. Трещины раскрывающиеся, берущие начало на входной кромке лопатки. Длина трещины определялась из условия ее распространения на треть сечения лопатки.

Дискретизация модели турбинной лопатки с трещиной была построена со сгущением конечно-элементной сетки вблизи трещины.

Приведем конечно-элементные модели турбинных лопаток профиля P-2617A с трещинами при угле наклона к радиусу 45° (рис. 1, а), 60° (рис. 1, б), 75° (рис. 1, в), 90° (рис. 1, г) и системой капсул в системе Abaqus.

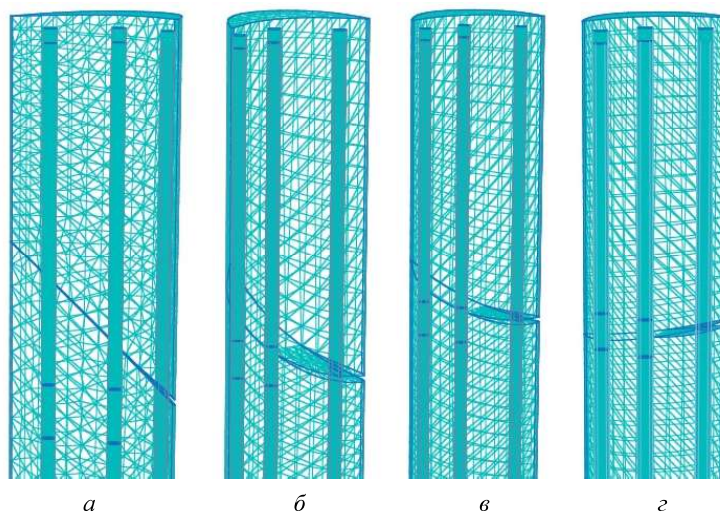


Рис. 1

Общее количество конечных элементов для турбинной лопатки и системы капсул – 31500–37675 в зависимости от геометрии трещины. К внутренней поверхности капсулы прикладывали давление, затем величину давления постепенно увеличивали до значения, при котором стенка капсулы разрушалась в месте трещины, а нижнюю поверхность лопатки фиксировали, чтобы предотвратить перемещение при приложении давления.

Подбор значений разрушающего давления проводился в последовательных приближениях согласно схеме $p^{(k+1)} = p^{(k)} + \Delta p^{(k)}$, где k – номер приближения; Δp – шаг приращения внутреннего давления Δp . Условие окончания процесса приближенного расчета разрушающего давления $p^{(n)} = p^{(k+1)}$:

$\sigma_B - \max \left\{ \left(\sigma_{\text{int}}^i \right)^{(k+1)} \right\} \leq 0, i = \overline{1; n}$, где n – номер последнего приближения; σ_{int}^i – интенсивность напряжений i -го элемента капсулы.

Материал лопатки – сплав ЖС6К с соответствующими механическими свойствами. Материал капсулы – сталь X18H10T. Механические характеристики стали были выбраны при температуре 800 °С. По результатам серий компьютерных расчетов в системе Abaqus по оценке влияния ширины раскрытия наклонной трещины на величину разрушающего усилия получена зависимость давления, необходимого для разрушения тонкостенной капсулы, от начальной ширины трещины для различных углов наклона трещины к радиусу (рис. 2) и зависимость давления, необходимого для разрушения тонкостенной капсулы, от ширины трещины в области капсулы для различных углов наклона трещины к радиусу (рис. 3).

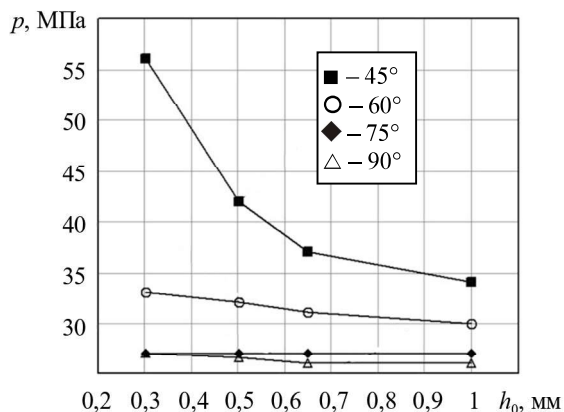


Рис. 2

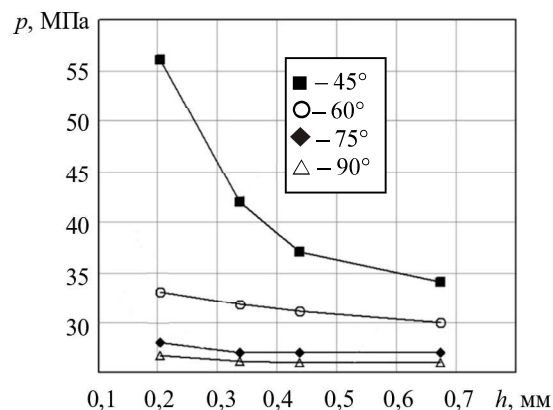


Рис. 3

На рис. 4 приведена зависимость давления, необходимого для разрушения тонкостенной оболочки, от угла раскрытия трещины для различных углов наклона трещины к радиусу, на рис. 5 – зависимость давления, необходимого для разрушения тонкостенной оболочки, от угла наклона трещины к радиусу для различной начальной ширины трещины.

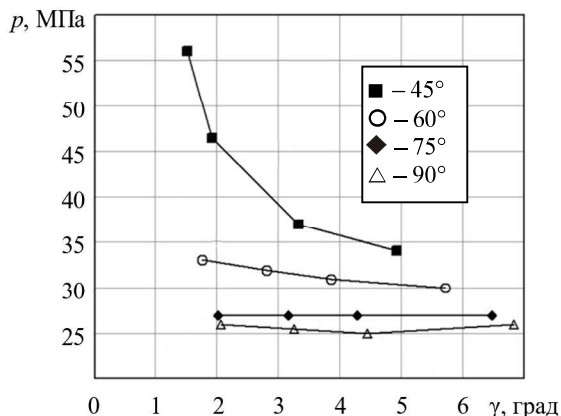


Рис. 4

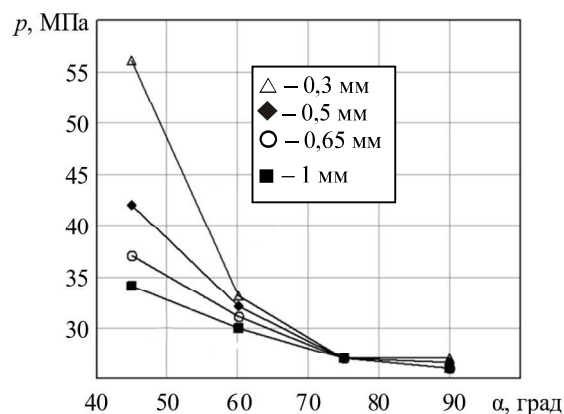


Рис. 5

Согласно полученным результатам при углах наклона α трещины к радиусу больше 70° величина давления, необходимого для разрушения оболочки капсулы, практически не зависит от начальной ширины трещины. Например, при угле наклона трещины к радиусу 60° величина давления, необходимого для разрушения оболочки капсулы, увеличивается с 31 до 33 МПа при изменении начальной ширины трещины с 1 до 0,3 мм. Для угла наклона трещины к радиусу 45° величина давления, необходимого для разрушения оболочки капсулы, возрастает с 34 до 56 МПа при изменении начальной ширины трещины с 1 до 0,3 мм. Таким образом, уменьшение угла наклона капсулы к радиусу ведет к увеличению давления, необходимого для разрушения оболочки капсулы, особенно при малых значениях ширины трещины.

Для оценки влияния угла раскрытия γ трещин на величину давления p , необходимого для разрушения капсулы, были рассмотрены результаты расчета предельного внутреннего давления в капсулах с разным начальным раскрытием трещин h для трещин, наклоненных к радиусу под разными углами α . Остальные параметры расчетов – толщина и материал оболочки, температура газа – приняты одинаковыми. По результатам анализа, для углов 60–90° величина давления, необходимого для разрушения капсулы, практически не зависит от угла раскрытия трещин и составляет 26 МПа при $\alpha = 90^\circ$, 27 МПа при $\alpha = 75^\circ$, 30–33 МПа при $\alpha = 60^\circ$. При меньшем угле наклона трещин к радиусу $\alpha = 45^\circ$ давление, необходимое для разрушения оболочки капсулы, с уменьшением угла раскрытия трещин с 5 до 1,5° увеличивается с 34 до 56 МПа, т. е. в 1,65 раза.

Согласно результатам компьютерных экспериментов на примере профиля Р-2617А турбинной лопатки можно сделать вывод о том, что при увеличении угла наклона трещины к радиусу, увеличении угла раскрытия трещины разрушающее давление в капсуле уменьшается. Также при увеличении ширины раскрытия трещины турбинной лопатки в области расположения капсул требуемое разрушающее давление уменьшается.

Полученные результаты могут быть использованы при разработке системы обнаружения трещин лопаток газовых турбин в режиме работы авиационного газотурбинного двигателя с целью повышения ее эффективности.

Научное исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 22-79-10114 «Разработка системы диагностирования повреждений турбинных лопаток и способа оптимизации теплоотвода в условиях термической усталости» (<https://rscf.ru/project/22-79-10114/>).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Царева А.М. и др. Диагностика разрушения крыльчатки обдува генератора газотурбинного двигателя методом голографической интерферометрии // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 2. С. 172–175.
2. Ившин И.В. Диагностика рабочих лопаток турбины ГТД новым виброакустическим способом // Изв. вузов. Авиационная техника. 2009. № 4. С. 60–63.
3. Кочергин А.В. и др. Применение метода вынужденных колебаний для диагностики рабочих лопаток турбины газотурбинного двигателя // Изв. вузов. Авиационная техника. 2007. № 3. С. 68–69.
4. Киселев Ф.Д. Диагностика разрушений и оценка эксплуатационной работоспособности рабочих турбинных лопаток авиационных двигателей // Вестник МАИ. 2019. № 4. С. 108–122.
5. Петухов А.Н., Киселев Ф.Д. Диагностика эксплуатационных разрушений турбинных лопаток авиационных двигателей // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2019. № 3. С. 41–51.
6. Mevissen F., Meo M. Ultrasonically Stimulated Thermography for Crack Detection of Turbine Blades // Infrared Physics & Technology. 2022. Vol. 122. P. 104061.
7. Рыбалко В.Г. и др. Фрактографические исследования усталостного разрушения рабочей лопатки турбины высокого давления // Физика. Технологии. Инновации ФТИ-2021: Тез. докл. 8-й Междунар. молодеж. науч. конф., г. Екатеринбург, 17–21 мая 2021. Екатеринбург: УрФу, 2021. С. 879–80.
8. Mohamad K.B. et al. Development of a System for Detecting Microcracks in Turbine Blades of Aircraft Engines // Proc. of the 4th International Scientific Conference on Advanced Technologies in Aerospace, Mechanical and Automation Engineering, Dec. 10–11, 2021, Krasnoyarsk, Russia. Article № 020027.
9. Кара Б.М., Гринкруг М.С., Ткачева Ю.И. Способ обнаружения микротрещин в лопатках работающих газотурбинных двигателей // Молодежь и наука: актуальные проблемы фундаментальных и прикладных исследований: Материалы 2-й Всерос. нац. науч. конф. студентов, аспирантов и молодых ученых, г. Комсомольск-на-Амуре, 8–12 апр. 2019. Комсомольск-на-Амуре: КнаГУ, 2019. Ч. 3. С. 237–240.
10. Grinkrug M.S. et al. An Experimental Bench for Testing the Cracks Detecting Technology in the Blades of Working Aircraft Engines // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2020. Vol. 734. Article № 012022.
11. Andrianov I.K. et al. Finite Element Calculation of the Limiting Pressure for Rupture of Capsules with an Active Substance in the Crack Detection System of Gas Turbine Blades // Software Engineering Research in System Science. 2023. Vol. 1. P. 757–768.
12. Андрианов И.К., Четурнова Е.К. Оценка предельного давления и геометрии капсул в системе обнаружения трещин лопаток газотурбинного двигателя в условиях нестационарности и температурной неравномерности // Вестник машиностроения. 2023. № 9. С. 725–730.

13. Andrianov I.K., Chepurnova E.K. Optimization Model of the Shell Capsules Geometry for a System for Diagnosing Damage to Gas Turbine Blades in Non-Stationary // International Journal of Mechanics. 2023. Vol. 17. P. 38–44.
14. Трушин В.А. Анализ факторов, влияющих на ресурс работы ротора центробежной турбины // Изв. вузов. Авиационная техника. 2017. № 4. С. 131–135.
15. Дейч М.Е., Филиппов Г.А., Лазарев Л.Я. Атлас профилей решеток осевых турбин. М.: Машиностроение, 1965. 96 с.

Поступила в редакцию 26.11.23

После доработки 26.12.23

Принята к публикации 29.12.23

Numerical Study of Influence of Inclined Crack Geometrical Characteristics in a Turbine Blade of the R-2617A Profile on a Failure Pressure in the Damage Detection System

I.K. ANDRIANOV, M.S. GRINKRUG, AND M. KARA BALLY

Komsomolsk-na-Amure State University, Komsomolsk-na-Amure

The study examines the problem of detecting cracks in gas turbine blades during engine operation. A series of finite element calculations of the destructive pressure in the capsules of the crack detection system were carried out using the example of a turbine blade of the R-2617A profile. The influence of geometric characteristics is analyzed, such as the width of a turbine blade crack opening, the angle of inclination of the crack to the radius, and the crack opening angle, on the pressure value, at which capsules with the active substance are destructed in the system for detecting damage of gas turbine blades.

Turbine blade, crack, damage diagnosis, finite element method

Методика контроля характеристик измерительного оборудования для испытания двигательных установок

А.Р. ВОРОБЬЕВ,
аспирант,

В.Б. ФЕДОРОВ,
канд. техн. наук
(ЮУрГУ, Челябинск)
vorobevar@susu.ru

Исследуется шестикомпонентное силоизмерительное устройство, используемое в испытательных стендах двигательных установок различного исполнения. В соответствии с государственными стандартами разработана методика аттестации устройства и проведена статистическая обработка экспериментальных данных, подтверждающая их достоверность.

Двигательные установки, стендовые испытания, измерительные устройства, контроль характеристик

Стендовые испытания объектов ракетно-космической техники актуальны на разных этапах жизненного цикла различных изделий и их отдельных элементов. Однако проводимые в настоящий момент стендовые испытания двигательных установок, используемых в перспективных проектах ракетно-космической техники и беспилотных летательных аппаратах, несмотря на значительный уровень технологического прогресса в области проектирования и экспериментальной отработки, не позволяют с достаточной точностью оценить изменения квазистатических (изменение векторов тяги и моментов) и динамических (виброускорения и перемещения) характеристик на рабочих этапах двигательной установки.

Предлагаемая методика испытания двигательных установок летательных аппаратов различного типа предполагает использование ряда измерительных средств, позволяющих оценивать изменение характеристик двигательных установок во время их отработки.

Приведем основные измеряемые характеристики и устройства, обеспечивающие их контроль: температура (термопары); давление компонентов топлива (манометры на участках магистрали и коллектора двигательной установки); расход (расходомеры, устанавливаемые на магистралях); тяговые и моментные характеристики двигательной установки (силоизмерительные устройства).

Одним из ключевых элементов разрабатываемого стенда является силоизмерительное устройство, выполненное с использованием принципов параллельной кинематики по схеме, аналогичной платформе Стюарта [1], и приведенное в работе [2].

Данное устройство позволяет с погрешностью до 0,02 % проводить контроль тяговых характеристик испытуемых двигательных установок на стадии изготовления и аттестации проектно-конструкторских решений в процессе производства летательных аппаратов экспериментальной отработкой.

В работе [3] прорабатывается концепция демонстратора орбитальной платформы обслуживания спутников. Концепция этой платформы подразумевает различное ее исполнение в зависимости от предъявляемых требований. Следовательно, в зависимости от конкретного исполнения могут меняться применяемые двигательные установки. Для определения достоверных характеристик может потребоваться силоизмерительное устройство разной геометрии.

В работе [4] рассматриваются методы системы стыковки и расстыковки ракет-носителей и спутников на орбитальной платформе обслуживания. Была выбрана стыковка штырь – конус ввиду универсальности и простоты использования. В конструкции манипулятора предлагалось использовать силоизмерительные устройства в дополнение к другим элементам для обеспечения наиболее точной навигации.

Применение силоизмерительного устройства для формирования требований к системам управления различных летательных аппаратов возможно при использовании экспериментальных данных [5]. Однако в зависимости от объекта исследования характеристики тензодатчиков, используемых в концепции силоизмерительного устройства в качестве чувствительных элементов, как и вся геометрия, могут меняться.