

Анализ экономической эффективности внедрения разрабатываемой технологии производился сравнением себестоимости изготовления отобранных деталей традиционными способами и с применением технологии прямого лазерного выращивания. Расчёт производился исходя из прогнозной программы выпуска двигателей НК-36СТ до 2025 года.

По итогам анализа номенклатуры деталей и узлов двигателя НК-36СТ были отобраны детали (141 наименование), в производстве которых перспективно применение технологии прямого лазерного выращивания методами гетерофазной порошковой металлургии. Среди отобранных деталей присутствуют как малогабаритные детали сложной геометрии, так и крупногабаритные (диаметром до 2000 мм) корпусные узлы.

По результатам произведённого анализа себестоимость изготовления комплекта деталей с применением технологии прямого лазерного выращивания в 3 раза меньше, чем себестоимость существующего производства. При этом трудозатраты за счёт применения разрабатываемой технологии сокращаются в 5,22 раза.

С целью увеличения положительного эффекта от внедрения в производство ПАО

«КУЗНЕЦОВ» разрабатываемой технологии прямого лазерного выращивания необходимо проведение работ по всестороннему исследованию отобранных деталей с целью совершенствования их конструкции путём внедрения принципов бионического дизайна.

Библиографический список

1. Туричин Г.А., Земляков Е.В., Поздеева Е.Ю., Туоминен Я., Вуористо П. Технологические возможности лазерной наплавки с использованием мощных волоконных лазеров // МИТОМ №3, 2012. 37 с.
2. Грабченко А.И., Внуков Ю.Н., Доброскок В.Л. и др. Интегрированные генеративные технологии: Учеб. Пособие для вузов / Под ред. А. И. Грабченко. – Харьков: НТУ «ХПИ», 2011. 416 с.
3. Зленко М.А., Попович А.А., Мутылина И.Н. Аддитивные технологии в машиностроении. – СПб.: Изд-во СПбГПУ, 2013. 221 с.
4. Латыпов Р.Р., Тереулов Н.Г., Смыслов А.М., Лобанов А.В. Технология лазерной обработки конструкционных и инструментальных материалов в авиадвигателестроении / Под ред. В. Ф. Безъязычного. – М.: Машиностроение, 2007. 240 с.

УДК 539.3:669

БЕЗОПАСНОЕ УСТАЛОСТНОЕ ПОВРЕЖДЕНИЕ РЕЗЬБОВЫХ СОЕДИНЕНИЙ

©2016 Т.А. Хибник

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

THE SAFE FATIGUE DAMAGE OF THREADED CONNECTIONS

Khibnick T.A. (Samara National Research University, Samara, Russian Federation)

Fatigue fractures has been considered for studs securing the hub of propeller and the cover of turbine. Has been shown the principle of secure damaged parts, which allows you to operate the detail with a fatigue crack to a safe failure.

Известно, что в СССР действовали нормы по принципу безопасного ресурса (safe-life), исключая возможность возникновения трещин. Очевидно, что такой подход был не совсем оправдан. После нескольких катастроф, произошедших с самолётами из-за усталостных трещин, в нормах

стали учитывать такие факторы, как живучесть и выносливость. Новые нормы обеспечения живучести назвали принципом безопасного или допустимого повреждения деталей (damage tolerance), которые допускают наличие трещин малой глубины [1]. Стадия развития этих трещин весьма продолжитель-

на и носит временной период, в который входит безопасное время эксплуатации. Временной период живучести детали определяется скоростью роста усталостной трещины, которая меньше 10^{-5} мм/цикл. Исследования в области медленного РУТ в настоящее время актуальны, так как позволяют количественно оценивать надёжность деталей с трещиной, скорость и направление роста трещины, а также гарантированный остаточный срок безопасной эксплуатации деталей с трещинами [2].

На рис. 1, 2 представлены усталостные изломы шпилек резьбовых соединений, которые были разрушены в процессе эксплуатации самолёта Ан-26Б [3] (рис.1) и в процессе эксплуатации гидроагрегата СШГЭС [4] (рис. 2).

Причина образования усталостной трещины, представленной на рис. 1, была в том, что при монтаже допускалось ослабление затяжки стыка, которое было следствием недостаточной прочности шлицевого соединения, недостаточности усилий затяжки шпилек.

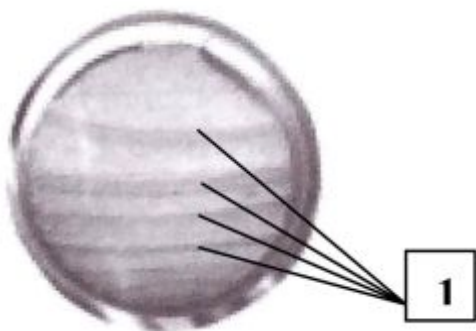


Рис.1. Усталостный излом шпильки крепления втулки воздушного винта: 1 - усталостные линии

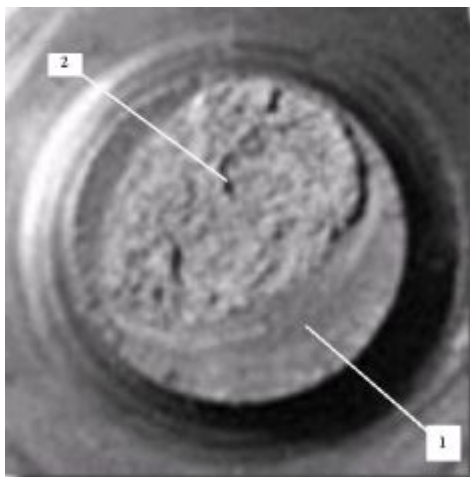


Рис.2. Усталостный излом шпильки крепления крышки турбины: 1 - серповидная усталостная трещина; 2 – зона долома

Представленная на рис. 2 шпилька - одна из 80-ти штук, которые были разрушены в результате катастрофы, произошедшей 17.08.2009 года на Саяно-Шушенской ГЭС. В процессе визуального осмотра на 43-х шпильках были выявлены зоны усталостного излома, которые составили 5...98% от общей площади сечения детали, т.е. практически до полной потери несущей способности шпилек. Основной причиной разрушения шпилек явилось развитие усталостных трещин, зарождение которых происходило с внутренней поверхности резьбовой канавки. Одним из факторов, способствующих развитию дефекта в шпильках крепления крышки турбины на ГА-2, явилась повышенная вибрация при штатных переходных процессах.

Известно, что разрушение резьбовых соединений может происходить по следующим причинам: 1) разрыв стержня по резьбе, не соответствующей условию прочности; 2) срез или смятие резьбы при недостаточной длине свинчивания. Расчёты на прочность ведутся соответственно на растяжение и срез.

Анализ макрорельефа поверхности излома шпилек показал, что серповидная усталостная трещина развивалась как результат действия концентрации напряжений (кольцевая резьбовая канавка) и в случае действия напряжений от изгиба. Изгибающие напряжения, которых в принципе не должно было быть, могли возникнуть в случае неправильной или неудовлетворительной затяжки резьбовых соединений, что при определённых режимах нагружения привело к раскрытию стягиваемых стыков. В результате в резьбовом соединении шпилек развились остаточные деформации, которые привели к дальнейшему ослаблению стягиваемых стыков и увеличению ударных нагрузок при закрытии стыков.

Но разрушение шпилек в обеих катастрофах, произошедших с самолётом и на Саяно-Шушенской ГЭС, можно было предотвратить, если был проведён периодический осмотр узла с целью упреждающего выявления возможного ослабления затяжки стыка. При профилактическом осмотре можно было оценить длительность роста усталостной трещины, её скорость с помощью методики оценки остаточной долговечности детали с

усталостной трещиной [5]. Данная методика, используя принцип безопасного повреждения, позволяет рассчитывать безопасное количество циклов нагружения детали.

Библиографический список

1. Harisson J.D. Damage tolerance design / J.D. Harisson// In: Fatigue crack growth. 30 years of progress (Ed. Smith, R.A.)/ University of Cambridge, Pergamon Press, 1984. P.117-131.

2. Шанявский А.А. Моделирование усталостных разрушений металлов. Синергетика в авиации. – Уфа: Монография, 2007. 500с.

3. Шанявский А.А. Безопасное усталостное разрушение элементов авиа конструкций. Синергетика в инженерных приложениях. - Уфа: Монография, 2003. 803с.

4. Авария на Саяно-Шушенской ГЭС: реальность и мифы /Геннадий Рассохин/<http://www.plotina.net/sshges-rassokhin-3/>).

5. Хибник Т.А., Кольцун Ю.И. Методика расчёта остаточной долговечности детали с усталостной трещиной // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: материалы докладов международной научно-технической конференции. – Самара: СГАУ, 2011. – В 2Ч. Ч.1. С.123-124.

УДК 621.74

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЙ БЫСТРОГО ПРОТОТИПИРОВАНИЯ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ЛОПАТОК СТАТОРА КОМПРЕССОРА

©2016 Е.М. Добрышкина, Р.А. Вдовин, В.Г. Смелов, А.В. Балякин

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

USING THE TECHNOLOGY OF RAPID PROTOTYPING FOR MANUFACTURING COMPRESSOR STATOR BLADES

Dobryshkina E.M., Vdovin R.A., Smelov V.G., Balaykin A.V. (Samara National Research University, Samara, Russian Federation)

The work considers an opportunity of using rapid prototyping technology to produce details for aerospace engineering as for the example the manufacturing of compressor's 15-stage stator vanes. At first, this product was manufactured by volumetric deformation. The economic effect of the developing technology shown the feasibility of applying the methods of rapid prototyping for blank production.

Постоянно нарастающая конкуренция предприятий на рынке является толчком для развития новых, усовершенствованных технологий, которые позволят быстро и в тоже время качественно изготовить различную номенклатуру деталей в короткие сроки.

Метод литья по выплавляемым моделям (ЛВМ), благодаря преимуществам по сравнению с другими способами изготовления отливок, получил значительное распространение в авиадвигателестроении, авиа- и ракетостроении, приборостроении.

Способ литья применяется для получения сложных по конфигурации тонкостенных (до 0,3 мм) отливок с размерами повышенной точности, высоким классом чистоты и шероховатостью от $Rz=20$ мкм до $Ra=1,25$ мкм, требующих сложной и трудоёмкой механической обработки, а также получения изделий из трудно обрабатываемых сплавов.

Работа посвящена исследованию области применимости технологий быстрого прототипирования при изготовлении лопатки 15-ступени компрессора.

На первом этапе используя 3D-модель лопатки статора компрессора 15 ступени (рис. 1) и эскиз отливки лопатки статора компрессора 15 ступени, создали 3D-модель отливки в CAD модуле программы NX.

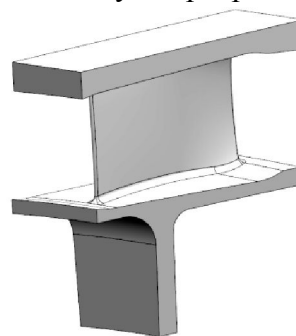


Рис. 1. 3D-модель отливки лопатки статора компрессора 15 ступени