

# ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ КОНТАКТНОГО НАГРУЖЕНИЯ ДИСКОВ И ЛОПАТОК ГТД В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ.

Бураго Н.Г. Журавлев А.Б. Никитин И.С.

Рассматривается задача нагружения контактной системы диск-лопатка газотурбинного авиационного двигателя с помощью современных прикладных пакетов ANSYS, SOLID/COSMOSWORKS, ASTRA [1-3]. Реальное нагружение моделируется центробежными объемными силами и аэродинамическим давлением на лопатки. При определении аэродинамических нагрузок учитывается переменная кривизна лопаток, переменные углы атаки при обтекании профилей сечения, сжимаемость газа [4], сами нагрузки берутся из решения задачи об обтекании решетки пластин потоком идеального газа [5].

Построена геометрическая (рис.1) и конечноэлементная (рис.2) модель системы. Основываясь на свойстве циклической симметрии конструкции с целью уменьшения количества конечных элементов, используемых в расчете, в качестве основного расчетного объекта рассматривается фрагмент системы – сектор диска, включающий один крепежный вырез и лопатку.

Произведены расчеты напряженно-деформированного состояния с более подробным изучением напряженного состояния в

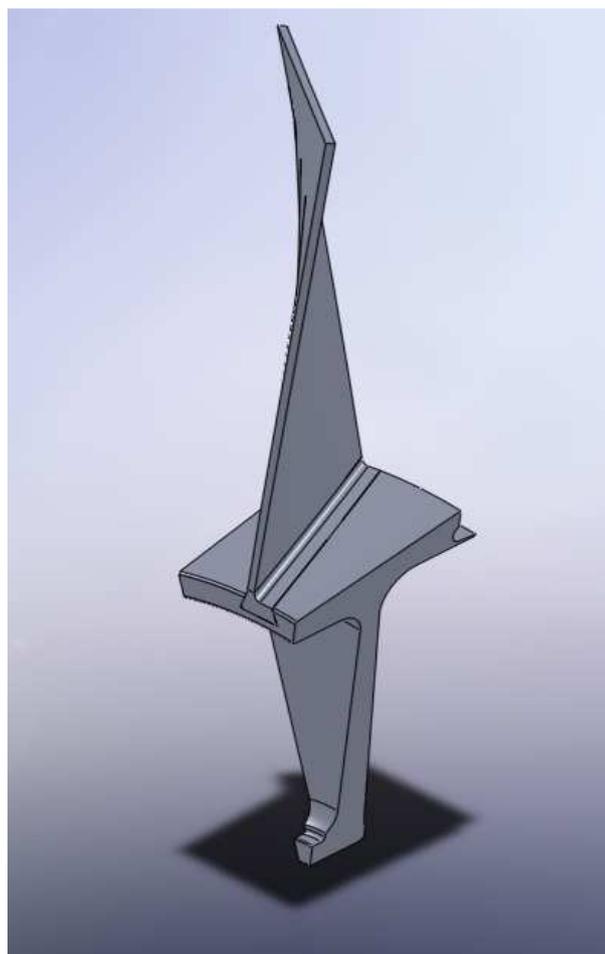
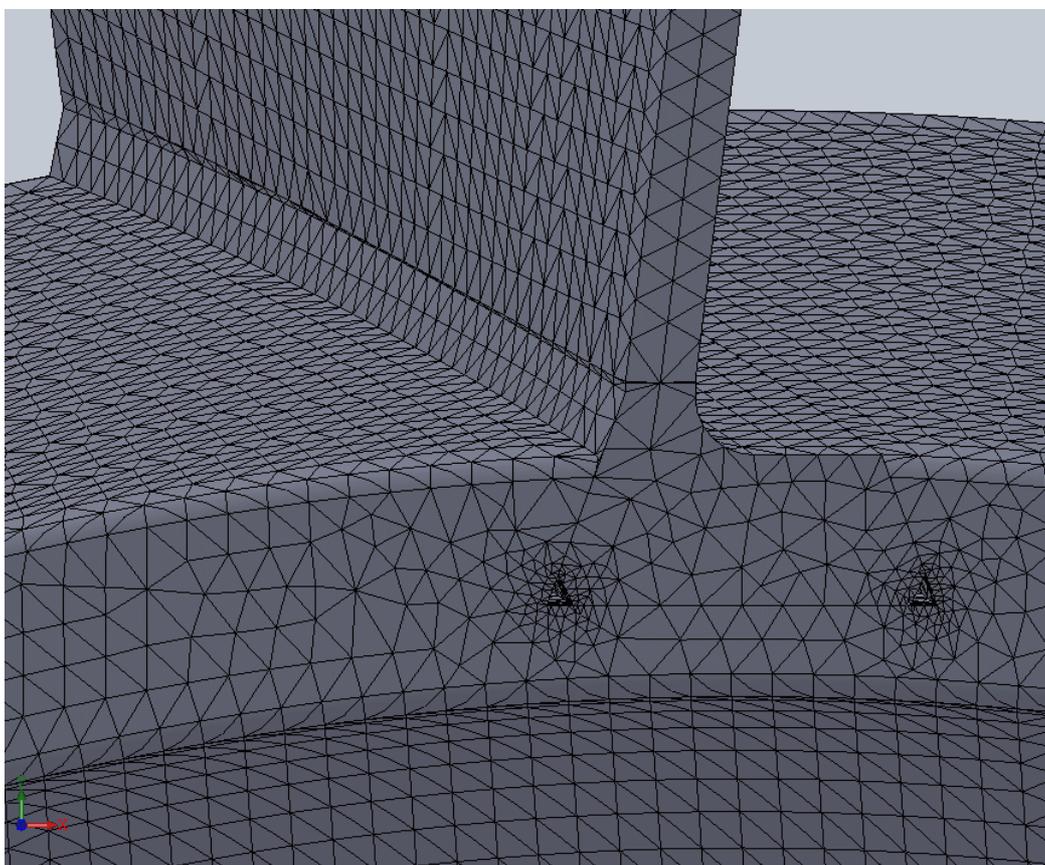


Рис.1

окрестности угловых ребер контактных поверхностей диска и лопаток. Рассматривались различные условия контакта крепежного выреза и основания лопатки: от полного сцепления до частичного проскальзывания и расхождения поверхностей контакта. Прочностные свойства материалов (титановые сплавы) принимались с учетом реальных условий эксплуатации [6]. Прогнозирование процессов распространения усталостных трещин проводится на упрощенных двумерных моделях [7] с использованием данных для краевых условий, полученных в трехмерном расчете.



**Рис.2**

Как показывают фрактографические исследования поверхностей разрушения реальных элементов конструкций авиационных двигателей при эксплуатации, именно в этой части диска происходит зарождение усталостных трещин определенной ориентации [8].

Определение очага зарождения, начальной ориентации трещин и расчет возможных сценариев их развития является первым этапом исследования процессов разрушения турбин при эксплуатации в условиях многоциклового нагружения. В сочетании с физической моделью усталостного разрушения титановых сплавов численное моделирование рассматриваемых процессов служит основой методики прогнозирования опасных режимов многоциклового нагружения дисков с целью определения условий безопасной эксплуатации. Работа выполнена в рамках ФЦП "Научные и научно-педагогические кадры инновационной России" на 2009-2013 годы.

#### Список литературы.

1. Бураго Н.Г., Кукуджанов В.Н. Решение упругопластических задач методом конечных элементов. Пакет программ «Астра».—М.: ИПМ АН СССР. Препринт №326. С.63.
2. Каплун А.Б., Морозов Е.М., Олферьева М.А. ANSYS в руках инженера: Практическое руководство. – М.: Едиториал УРСС, 2004.
3. Алямовский А.А., Собачкин А.А., Одинцов Е.В., Харитонович А.И., Пономарев Н.Б. Solid Works Компьютерное моделирование в инженерной практике. – СПб.: БХВ-Петербург, 2006.
4. Мхитарян А.М. Аэродинамика.—М.: Машиностроение. 1976. 447с.
5. Кочин Н.Е., Кибель И.А., Розе Н.В. Теоретическая гидромеханика. Ч.1.—М.: Физматгиз. 1963. 584с.
6. Абианц В.Х. Теория авиационных газовых турбин. –М.: Государственное издательство оборонной промышленности. 1953. 216с.
7. Бураго Н.Г. Моделирование разрушения упругопластических тел // Вычислительная механика сплошных сред, 2008. Т. 1, N. 4, С. 5-20.
8. Шанявский А.А. Безопасное усталостное разрушение элементов авиаконструкций.—Уфа.: «Монография».2003. 803с.