

На правах рукописи

Речкин Вадим Николаевич

**РАЗРАБОТКА И ПРИМЕНЕНИЕ КОМПЬЮТЕРНОЙ ТЕХНОЛОГИИ
ДЛЯ ЧИСЛЕННЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПРОЧНОСТИ,
УСТОЙЧИВОСТИ И МАЛОЦИКЛОВОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ
СЛОЖНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

Специальность 05.07.05
«Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки
летательных аппаратов»

А В Т О Р Е Ф Е Р А Т
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Саров – 2012

Работа выполнена в ООО «Саровский инженерный центр»

Научный руководитель кандидат технических наук,
старший научный сотрудник
Рябов Александр Алексеевич

Официальные оппоненты:

Колотников Михаил Ефимович,
доктор технических наук, профессор,
ООО «ДжиИ РУС», начальник отдела
паровых турбин

Амелькин Андрей Сергеевич,
кандидат технических наук,
Московский авиационный институт
(национальный исследовательский
университет), ведущий конструктор центра
проектно-конструкторских технологий
авиационной техники (ЦПКТ АТ)

Ведущая организация ОАО "Климов"

Защита состоится «17» сентября 2012 г. в 15 час. 00 мин. на заседании диссертационного совета Д212.125.08, созданного на базе Московского авиационного института (национального исследовательского университета), 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Автореферат разослан «___» _____ 2012 г.

Ученый секретарь диссертационного совета
Д212.125.08, д.т.н., проф.

 Зуев Ю.В.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Современный уровень развития вычислительной техники, численных методов и программ решения задач механики позволяет с приемлемой точностью моделировать напряженно-деформированное состояние (НДС) конструкций при различных воздействиях. Однако, высокоточное численное решение стационарных и нестационарных задач нелинейного деформирования *сложных* конструктивных элементов авиационных двигателей (АД) с учётом образования пластических деформаций, геометрической нелинейности и контактного взаимодействия, по-прежнему, представляет собой весьма сложную практическую задачу. Это обусловлено, прежде всего, значительными трудозатратами на построение дискретных расчётных моделей большой размерности и обработку результатов расчётов, а также необходимостью использования современных вычислительных средств и эффективных расчётных технологий, без которых невозможно получить решение многих задач анализа прочности *сложных* элементов АД с высокой точностью. Кроме того, при проектировании *сложных* узлов АД со значительными трудностями связаны также выбор и обоснование комплекса учитываемых нагрузок, проведение расчётной оптимизации по массе, тщательный подбор геометрических размеров и материалов.

В настоящее время на отечественных предприятиях авиационного двигателестроения при проектировании и расчётном обосновании прочности различных изделий используется ряд коммерческих программных комплексов (ПК): ANSYS, ABAQUS, LS-DYNA, MSC.NASTRAN и др. Однако, опыт практического применения показывает, что эффективность использования этих программных средств для расчёта прочности *сложных* элементов АД существенно зависит от «адаптации» численных технологий (способов генерации расчётных сеток, алгоритмов решения и средств обработки результатов) к рассматриваемому классу задач. Новые компьютерные технологии, основанные на комплексном использовании различных программ и «адаптированные» к анализу прочности *сложных* узлов АД, позволяют повысить точность расчётов, сократить сроки проектирования и сэкономить значительные материальные ресурсы. В связи с этим разработка и применение новых компьютерных технологий, а также совершенствование методических подходов для повышения эффективности расчётов и проектирования *сложных* элементов АД являются актуальными задачами и имеют важное практическое значение.

При разработке компаниями НПО «САТУРН» и «Снежа» нового ГТД SaM146 для российского регионального самолёта Sukhoi Superjet среди прочих важных задач возникла необходимость проведения в короткий срок комплекса расчётных исследований прочности элементов ротора вентилятора, а также прочности, устойчивости и термоусталостной малоцикловой долговечности заднего стоечного узла (ЗСУ). Указанные конструктивные элементы являются сложными, весьма ответственными элементами двигателя и входят в список основных узлов, неисправность которых чаще всего является причиной отказов или нарушений эксплуатационных параметров ГТД по данным ИКАО. Кроме того, двигатель SaM146 должен удовлетворять требованиям не только российских,

но и международных авиационных норм, что предопределило значительное увеличение объёма расчётных работ на этапе проектирования для обоснования соответствия этим требованиям и сертификации. Учитывая сложность геометрии и высокую стоимость изготовления ЗСУ, проведение экспериментальных исследований его прочности для множества сценариев нагружения является крайне сложным и дорогостоящим. Для ротора вентилятора экспериментально невозможно определить все особенности деформирования и контактного взаимодействия деталей, что необходимо в первую очередь для оптимизации их конструктивных форм. На основе вышеизложенной информации сформулированы **цели работы:**

- разработка эффективной технологии генерации расчётных моделей и численных исследований прочности, устойчивости, податливости и малоцикловой долговечности сложных элементов АД, позволяющей снизить трудозатраты, сократить сроки проведения комплексных расчётов и повысить их точность;
- применение разработанной технологии для проектирования и расчётного обоснования прочности ЗСУ и ротора вентилятора нового ГТД SaM146.

Для достижения указанных целей необходимо было решить следующие **основные задачи:**

- проанализировать возможности современных программных средств генерации расчётных сеток для задач анализа прочности и выявить наиболее подходящие из них применительно к элементам АД; разработать эффективную технологию построения расчётных моделей сложных элементов АД и оптимизации их конструктивных форм;
- построить высокоточные расчётные модели указанных элементов ГТД SaM146 для проведения расчётов прочности; обосновать выбор параметров расчётных моделей и комплекса учитываемых нагрузок;
- на задачах численного моделирования квазистатического НДС ротора вентилятора выполнить сравнительный анализ эффективности различных методов решения систем линейных алгебраических уравнений (СЛАУ), а также методов моделирования контактного взаимодействия в ПК ANSYS;
- исследовать эффективность новой расчётной технологии на основе метода конечного объёма (МКО), реализованного в ПК STAR CCM+, для моделирования термонапряжённого состояния сложной конструкции ЗСУ по сравнению с традиционной «конечно-элементной» технологией;
- выбрать методику расчёта малоцикловой долговечности ЗСУ с учётом специфики нагружения и ограниченного объема экспериментальных данных по свойствам материала;
- разработать прикладные программы для автоматизации задания и балансировки нагрузок на моделях большой размерности, расчёта податливости и малоцикловой долговечности ЗСУ, а также обработки результатов;
- исследовать сходимость результатов численных расчётов НДС указанных элементов при сгущении сеток и подтвердить их достоверность на основе

сопоставления расчётных данных, полученных в различных ПК, между собой и с данными экспериментов;

– оптимизировать геометрию ЗСУ и деталей ротора вентилятора, а также провести расчётные исследования прочности оптимизированных вариантов.

Методы и средства исследования:

– программа pro-surf для редактирования САД-геометрии и подготовки ее поверхностной сетки;

– программа pro-FE и разработанные автором на её внутреннем параметрическом языке дополнительные программные средства для построения конечно-элементных моделей (КЭМ);

– прикладные программы, написанные автором на языке программирования Absoft Fortran v.9.0, для автоматизации формирования граничных условий и задания нагрузок на дискретных моделях, расчёта податливости и малоцикловой долговечности ЗСУ, обработки результатов расчётов;

– метод конечных элементов (МКЭ), реализованный в ПК ANSYS, LS-DYNA и ABAQUS для расчёта параметров нагружения и решения задач прочности и устойчивости;

– метод конечных объемов, реализованный в ПК STAR-CD и STAR CCM+, для расчёта теплового и напряжённо-деформированного состояний;

– методы экспериментального исследования прочности и податливости ЗСУ.

Научная новизна результатов выполненной работы:

1. Разработана эффективная технология построения дискретных моделей сложных элементов АД для расчётного анализа прочности, позволяющая обеспечить высокое качество дискретизации моделей.

2. На основе численных экспериментов по расчёту НДС ротора вентилятора ГТД SaM146 выявлены оптимальные для такого класса задач методы решения СЛАУ и моделирования контактного взаимодействия в ПК ANSYS и выполнен анализ их эффективности по сравнению с аналогичными методами в ПК LS-Dyna.

3. Исследована эффективность применения нового подхода на основе МКО, реализованного в ПК STAR CCM+, для моделирования термонапряжённого состояния ЗСУ ГТД SaM146 и выявлено, что такой подход позволяет решать задачу в целом на порядок быстрее, чем технология, основанная на МКЭ.

4. Исследована сходимость результатов решения нелинейных статических задач определения НДС элементов ротора и ЗСУ путём сгущения сеток и выявлена оптимальная степень пространственной дискретизации их моделей.

5. Выполнен анализ влияния на НДС элементов ротора вентилятора заданных контактных условий, начальных зазоров между деталями и аэродинамических нагрузок.

6. Исследованы особенности деформирования различных модификаций конструкции ЗСУ при максимальных эксплуатационных и аварийных нагрузках, а также влияние на её НДС изменения условий закрепления конуса.

Практическая ценность диссертации:

1. Построены высокоточные КЭМ ротора вентилятора и нескольких модификаций ЗСУ ГТД SaM146 для проведения расчётов прочности.

2. Обоснована прочность элементов ротора вентилятора при нормальных условиях эксплуатации и оптимизирована геометрия некоторых его деталей.

3. Выполнены численные исследования прочности, устойчивости, податливости и малоцикловой долговечности различных модификаций сложной конструкции ЗСУ на полных моделях для наиболее «тяжёлых» сценариев нагружения аварийными и максимальными эксплуатационными нагрузками; спроектирован оптимальный вариант конструкции, удовлетворяющий и весовым ограничениям, и заданным требованиям по прочности.

4. Выявленные оптимальные методы решения СЛАУ и моделирования контактного взаимодействия в ПК ANSYS позволили решать задачи расчёта НДС ротора вентилятора на КЭМ значительно большей размерности, сократить сроки исследований и повысить точность расчётов.

5. Результаты диссертационной работы использованы при разработке ГТД SaM146 в ОАО «НПО «САТУРН» и частично включены в состав сертификационных отчётов для сертификации двигателя в соответствии с требованиями EASA и AP МАК России. Разработанная компьютерная технология используется в ООО «Саровский инженерный центр» и ОАО «НПО«САТУРН» для расчётов прочности сложных элементов АД.

На защиту выносятся:

1. Технология эффективной генерации дискретных моделей сложных элементов АД для решения задач анализа их прочности.
2. Технология моделирования теплового и напряженно-деформированного состояний, а также расчёта податливости, устойчивости и малоцикловой долговечности сложных элементов АД, позволяющая значительно сократить сроки проектирования и расчётных исследований, получить результаты на полных моделях и за счёт этого повысить точность расчётов.
3. Результаты исследований эффективности моделирования термонапряженного состояния сложной конструкции ЗСУ ГТД SaM146 на основе МКО, реализованного в ПК STAR CCM+, по сравнению с наиболее распространённым подходом, основанным на МКЭ.
4. Результаты оптимизации и численных исследований прочности, устойчивости, податливости и малоцикловой долговечности конструкции ЗСУ при действии максимальных эксплуатационных и аварийных нагрузок, а также прочности и особенностей контактного взаимодействия элементов ротора вентилятора ГТД SaM146 при нормальных условиях эксплуатации.

Достоверность защищаемых положений обеспечивается строгой математической постановкой рассматриваемых задач механики квазистатического

деформирования конструкций, проведёнными исследованиями сходимости решений, сопоставлением численных результатов, получаемых на основе апробированных ПК, и сравнением их с результатами экспериментов.

Апробация работы. Основные результаты диссертационной работы докладывались на следующих конференциях:

- 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference «The impulse to Explore Igniting a Passion for Space» Sacramento CA, USA, 9-12 July 2006;
- II^{-ая} международная научно-практическая конференция «Компьютерные технологии решения прикладных задач тепломассопереноса и прочности», Нижний Новгород, ННГУ им. Н.И. Лобачевского, 11-13 Мая 2007г.;
- VII^{-ая} научно-техническая конференция «Молодежь в науке», Саров, РФЯЦ – ВНИИЭФ, 28-30 октября 2008г.;
- III^{-я} международная научно-практическая конференция «Компьютерные технологии решения прикладных задач тепломассопереноса и прочности», Нижний Новгород, ННГУ им. Н.И. Лобачевского, 14-16 Мая 2008г.;
- IV^{-ая} международная научно-практическая конференция «Компьютерные технологии решения прикладных задач тепломассопереноса и прочности», Нижний Новгород, ННГУ им. Н.И. Лобачевского, 12-13 Мая 2009г.;
- III^{-я} международная конференция «Деформация и разрушение материалов и наноматериалов DFMN 2009», Москва, 12-15 октября 2009г.;
- VIII^{-ая} международная конференция «Авиация и космонавтика-2009», Москва, МАИ, 26-29 октября 2009г.;
- III^{-я} международная научно-техническая конференция «Авиадвигатели XXI века», Москва, ЦИАМ им. П.И. Баранова, 30 ноября – 03 декабря, 2010г.;
- XIII^{-ый} международный семинар «Супервычисления и математическое моделирование», Саров, РФЯЦ – ВНИИЭФ, 3-7 октября 2011г.;
- научно-практическая конференция «Инновации в авиации и космонавтике - 2012», Москва, МАИ, 17-20 апреля 2012г.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 8 печатных работ, в том числе в ведущих рецензируемых научных изданиях, определённых ВАК, – 2. Отдельные результаты расчётных исследований отражены также в отчётах по проведённым научно-исследовательским работам.

Структура и объём работы. Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения, списка использованных источников и приложений. Работа изложена на 165 страницах, содержит 78 рисунков и 24 таблицы. Список литературы включает 116 наименований литературных источников российских и зарубежных авторов.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении приводится краткий обзор работ по рассматриваемым в диссертации проблемам, дается обоснование целей исследования, раскрывается актуальность и важность разработки новых компьютерных технологий для эффективного решения проблем прочности сложных конструктивных узлов АД. Отмечается научная новизна и практическая значимость полученных результатов.

Первая глава содержит описание разработанной компьютерной технологии построения высокоточных дискретных моделей сложных элементов АД для решения задач прочности. Представлены основные особенности и преимущества технологии для эффективной генерации КЭМ, а также изменения и/или перестраивания сеток в отдельных областях моделей при проведении расчётной оптимизации их конструктивных форм. С целью значительного снижения трудозатрат при проведении уточняющих расчётов для областей с максимальными значениями параметров НДС в рамках новой технологии предлагается использование эффективных методов фрагментации КЭМ и последующего автоматизированного сгущения сеток.

Построение расчётных моделей сложных элементов АД большой размерности и хорошего качества является важнейшим этапом решения задач, так как точность результатов во многом определяется качеством сеток. При этом временные затраты на их построение, требующие прямого участия специалистов, чаще всего значительно превосходят затраты на остальные этапы решения задач. Анализ информации по данному вопросу применительно к расчётам сложных элементов АД выявил, что в некоторых случаях из-за сложной геометрии построение качественной расчётной сетки не представляется возможным на основе наиболее распространённых программ. При этом вынужденно допускаются упрощения в расчётных моделях или используются сетки плохого качества, что приводит к ошибкам при решении задач. Это не позволяет также эффективно проводить расчётную оптимизацию конструктивных форм сложных деталей на этапе проектирования. Поэтому разработка эффективной технологии построения высокоточных дискретных моделей, адаптированной для работы со сложными элементами АД, выбрана в качестве одного из направлений данной диссертационной работы. Для развития этого направления проводятся:

- изучение возможностей современных программных средств генерации расчётных сеток для решения задач анализа прочности конструкций;
- оценка возможности передачи информации между этими программами и наиболее распространёнными расчётными ПК;
- исследование эффективности средств формирования граничных условий на моделях большой размерности, а также методов локального перестраивания сетки при расчётной оптимизации геометрии модели;
- анализ требований к качеству сеток, предъявляемых наиболее распространёнными ПК при решении задач прочности.

Проведённые исследования позволили выделить в качестве эффективного базового программного средства генерации КЭМ сложных элементов АД –

программу pro-FE компании CD-adapco. Для значительного сокращения времени генерации сеток, автоматизации выполнения типовых операций и повторяющихся блоков команд, а также эффективного формирования граничных условий на сетках большой размерности автором выполнена некоторая «адаптация» возможностей pro-FE к построению КЭМ сложных типовых элементов АД за счёт разработки ряда специальных «панелей», макросов и прикладных программ. Разработка дополнительных программных средств проведена с использованием внутреннего параметрического языка программы pro-FE, а также языка программирования Absoft Fortran v.9.0.

Кроме того, в рамках разработанной технологии оказалось эффективным использование ещё одного продукта компании CD-adapco - программы pro-surf. Эта программа предназначена для диагностики и исправления CAD-геометрии, а также подготовки поверхностной сетки для её использования при построении КЭМ в pro-FE и препроцессорах ПК ANSYS и LS-DYNA. Опыт практического применения показал, что pro-surf обладает рядом преимуществ по сравнению с другими программами аналогичного назначения, позволяет существенно облегчить работу по построению расчётных моделей сложных элементов АД и повышает эффективность использования для этих целей программы pro-FE.

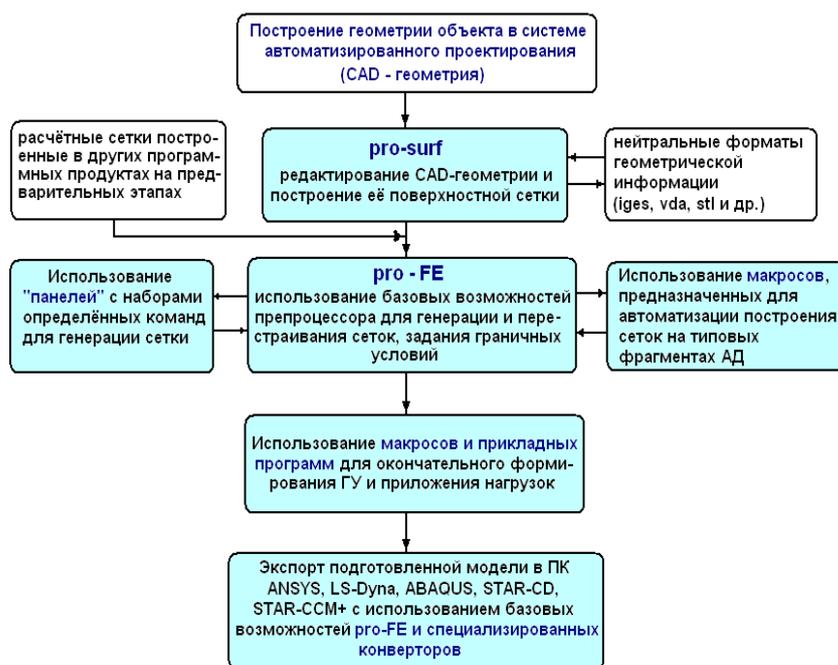


Рис. 1. Блок-схема алгоритма построения расчётных моделей сложных элементов АД на основе разработанной технологии

Таким образом, разработанная технология генерации КЭМ сложных узлов АД основана на использовании следующих программных средств:

- **pro-surf** для диагностики, исправления ошибок CAD-геометрии и подготовки её поверхностной сетки;
- **pro-FE** в качестве базового программного средства генерации расчётных сеток и формирования граничных условий;
- специальные «панели», макросы и прикладные программы, составленные автором на внутреннем параметрическом языке и языке программирования **Absoft Fortran v.9.0**, с целью «адаптации» возможностей **pro-FE** к построению расчётных моделей сложных элементов АД.

На рис. 1 показана блок-схема алгоритма построения расчётных моделей для сложных элементов АД на основе такой технологии.

Представлен опыт её использования при построении высокоточных КЭМ ряда модификаций конструкции ЗСУ и ротора вентилятора в сборе нового ГТД

SaM146 для проведения комплекса их расчетных исследований (рис. 2, 3). Применение разработанной технологии позволило обеспечить высокое качество пространственной дискретизации моделей, а также эффективно изменять и перестраивать сетку при проведении оптимизации их конструктивных форм. Выбор размерности и параметров КЭМ обоснован исследованиями сходимости результатов численных расчётов на сетках различной размерности, а также подробным анализом условий эксплуатации элементов. Степень пространственной дискретизации моделей определялась также кругом задач, для решения которых они создавались, располагаемыми вычислительными и временными ресурсами.

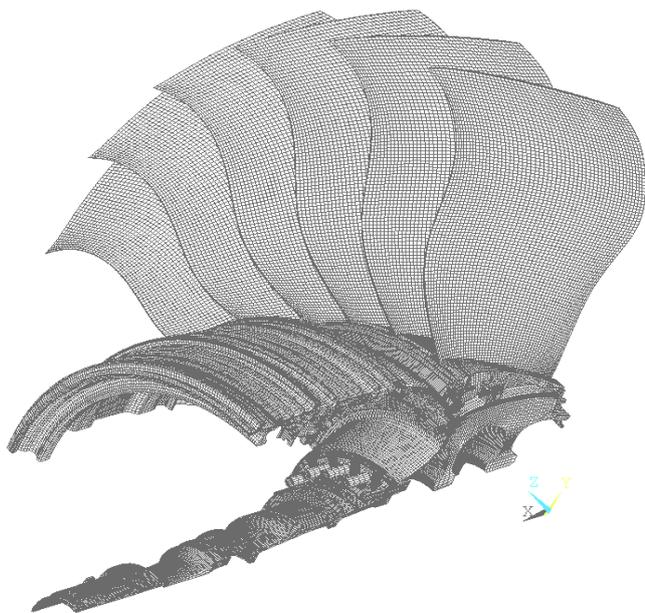


Рис. 2. КЭ модель сектора ротора вентилятора двигателя SaM146 (550000 КЭ)

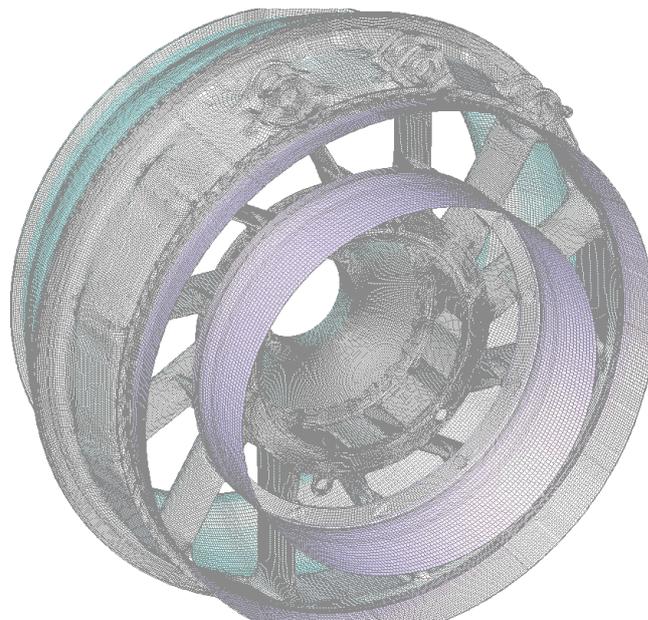


Рис. 3. КЭ модель ЗСУ с дополнительными элементами двигателя SaM146 (1,4 млн. КЭ)

Также описаны преимущества использования технологии для изменения расчётных сеток при проведении оптимизации конструктивных форм сложных деталей АД и более точном моделировании НДС в наиболее напряжённых зонах. Для эффективного проведения оптимизации геометрии в локальных областях модели рекомендуется использование метода «подмоделей», суть которого заключается в выделении из общей КЭМ большой размерности локальной области (подмодели) с наибольшим градиентом расчётных величин, быстрой корректировке сетки в соответствии с изменениями геометрии и автоматизированной передаче граничных условий и нагрузок из полной модели для последующего расчёта. Аналогичный подход используется и для более точного моделирования НДС в наиболее напряжённых зонах. При этом этап корректировки сеток заменяется этапом её автоматического многовариантного сгущения. В качестве примера на рис. 4 показана КЭМ типового сектора (подмодели) ЗСУ, используемая на промежуточном этапе проектирования для расчётной оптимизации геометрии некоторых наиболее напряжённых областей. На рис. 5 показана автоматически измельченная сетка модели этого же сектора, используемая для более точного расчёта НДС в локальных зонах. Применение метода «подмоделей» позволило значи-

тельно снизить трудоёмкость выполнения расчётной оптимизации конструктивных форм ЗСУ.

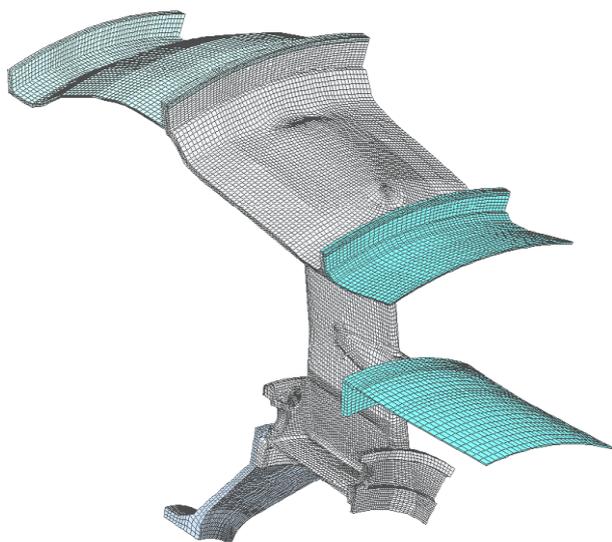


Рис. 4. КЭ модель сектора ЗСУ, используемая для расчётной оптимизации геометрии в локальных областях (104000 КЭ)



Рис. 5. КЭ модель сектора с автоматически измельченной сеткой (740000 КЭ)

Во **второй главе** работы изложена технология численного моделирования квазистатического НДС ротора вентилятора при нормальных условиях эксплуатации. Приводятся результаты исследований по ряду вопросов методического характера, возникших в процессе разработки расчётной технологии. Описываются её основные особенности и преимущества.

На основе разработанной технологии выполнены расчёты квазистатического НДС ротора вентилятора ГТД SaM146, а также оптимизированы конструктивные формы некоторых деталей. Для эффективного проведения оптимизации геометрии деталей использовалась технология подготовки расчётных моделей, описанная в главе 1. По результатам расчётных исследований выявлены особенности деформирования и контактного взаимодействия деталей ротора, а также обоснована их прочность при нормальных условиях работы вентилятора на одном из режимов.

При проектировании вентилятора на основе анализа результатов решения задач прочности и газодинамики отдельной лопатки её геометрия неоднократно оптимизировалась для удовлетворения критериям прочности и повышения КПД. В работе представлено подробное описание особенностей и результатов расчётной оптимизации геометрии лопатки только по условиям обеспечения прочности (рис. 6). После оптимизации формы «пера» лопатки в расчётную схему постепенно добавлялись модели других деталей, а гранич-

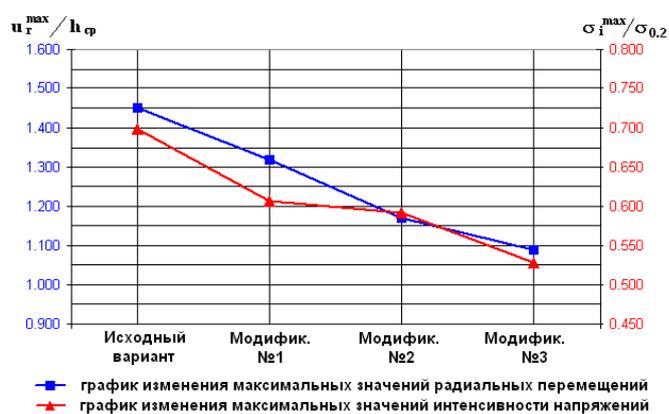


Рис. 6. Графики изменения макс. знач. безразмерных радиальных перемещений и интенсивности напряжений в перо лопатки в процессе её оптимизации

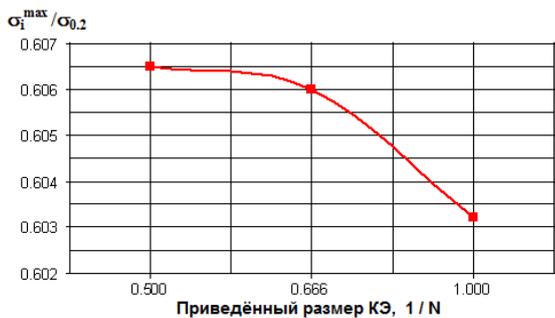


Рис. 7. График сходимости результатов расчетов по макс. знач. безразмерной интенсивности напряжений $\sigma_i^{\max} / \sigma_{0,2}$ в лопатке

ные условия жёсткой заделки хвостовика заменялись на условия контактного взаимодействия. Расчёты проводились с учётом геометрической и физической нелинейности. В процессе исследований неоднократно оптимизировалась также геометрия и других деталей. В связи с этим для каждого последующего расчёта выполнялись корректировка, локальное перестраивание сеток и повторное формирование граничных условий на основе технологии, представленной в главе 1. Это позволило существенно сократить трудозатраты на расчётную оптимизацию основных деталей ротора и на завершающем этапе исследований получить оптимальный вариант их геометрии.

Изучена степень влияния аэродинамической нагрузки, заданных условий контактного взаимодействия и начальных зазоров между деталями на результаты расчётов НДС. Проведён анализ сходимости результатов численных расчётов при последовательном сгущении сеток (рис. 7), что позволило выбрать оптимальный вариант пространственной дискретизации моделей с учётом располагаемых вычислительных ресурсов и таких параметров, как точность и время решения задач. Показано, что решение рассматриваемого класса задач на моделях с начальными зазорами между контактными поверхностями приводит к значительному увеличению погрешности решений в контактных зонах, ухудшению сходимости и увеличению продолжительности решений.

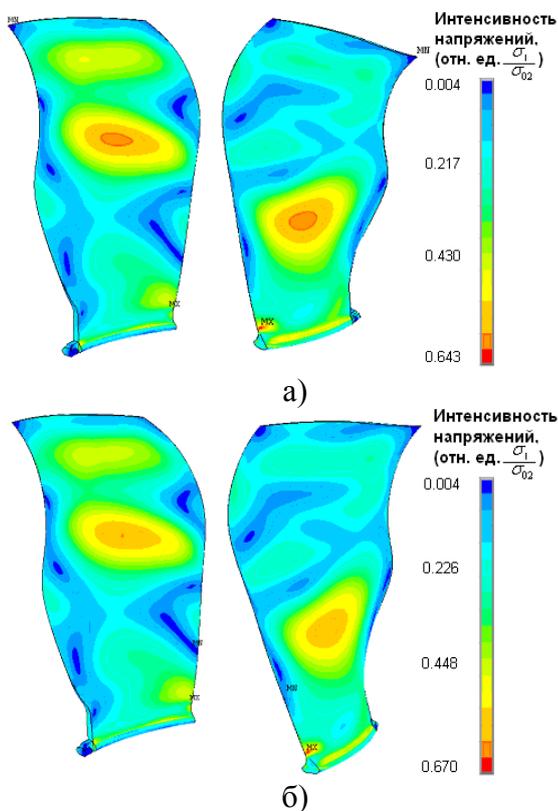


Рис. 8. Распределение безразмерной интенсивности напряжений в лопатке: а) без учета, б) с учетом аэродинамической нагрузки

Исследования влияния аэродинамической нагрузки на НДС основных деталей ротора показали, что учёт этой нагрузки приводит к незначительному изменению значений параметров НДС и характера их распределения (рис. 8).

Также представлены результаты исследований эффективности различных методов решения СЛАУ, а также методов моделирования контактного взаимодействия в ПК ANSYS с учётом размерности моделей и располагаемых вычислительных ресурсов. На основе численных экспериментов на КЭМ сектора ротора различной размерности выявлены оптимальные метод решения систем уравнений и алгоритм контактного взаимодействия, позволяющие сократить время расчётов и повысить их точность для задач такого класса. Выполнен также анализ эффективности данных методов по сравне-

ниям

ниям

нию с аналогичными методами в ПК LS-DYNA.

В последнем разделе главы выполняется сравнительный анализ результатов расчётов квазистатического НДС основных элементов ротора на основе ПК ANSYS и LS-DYNA. Для решения задачи в LS-DYNA используется «искусственный» практический подход на основе явной численной схемы. Показано, что результаты расчётов согласуются, как по максимальным значениям параметров НДС, так и по распределению полей в конструкции. На основе полученных данных сделано заключение о возможности моделирования предварительного стационарного НДС ротора на основе LS-DYNA для учёта его в качестве начального состояния при решении задач обрыва лопатки в этой же программе. При этом, как показала практика расчётов, LS-DYNA на одном процессоре позволяет решать задачи такого класса на КЭМ существенно большей размерности, чем ANSYS. Однако, расчётная технология на основе явной численной схемы является эффективной для решения рассмотренных задач только в параллельном режиме.

В третьей главе приводится описание компьютерной технологии, разработанной для решения практических задач моделирования теплового и напряженно-деформированного состояний, а также расчёта устойчивости задних стоечных узлов ГТД при действии предельных (аварийных) и максимальных эксплуатационных нагрузок. Такая технология, основанная на комплексном использовании лицензионных ПК инженерного анализа и прикладных программ собственной разработки, позволяет значительно сократить трудозатраты на проведение исследований, повысить точность расчётов и получить результаты на полной модели сложной конструкции. Особое внимание уделено автоматизации некоторых этапов проведения расчётов, а также эффективному распределению решаемых задач на располагаемых вычислительных ресурсах. На рис. 9 приведена блок-схема алгоритма проведения расчётных исследований в соответствии с разработанной технологией. В рамках такой технологии проводится последовательное решение ряда взаимосвязанных задач: расчет стационарного теплового состояния

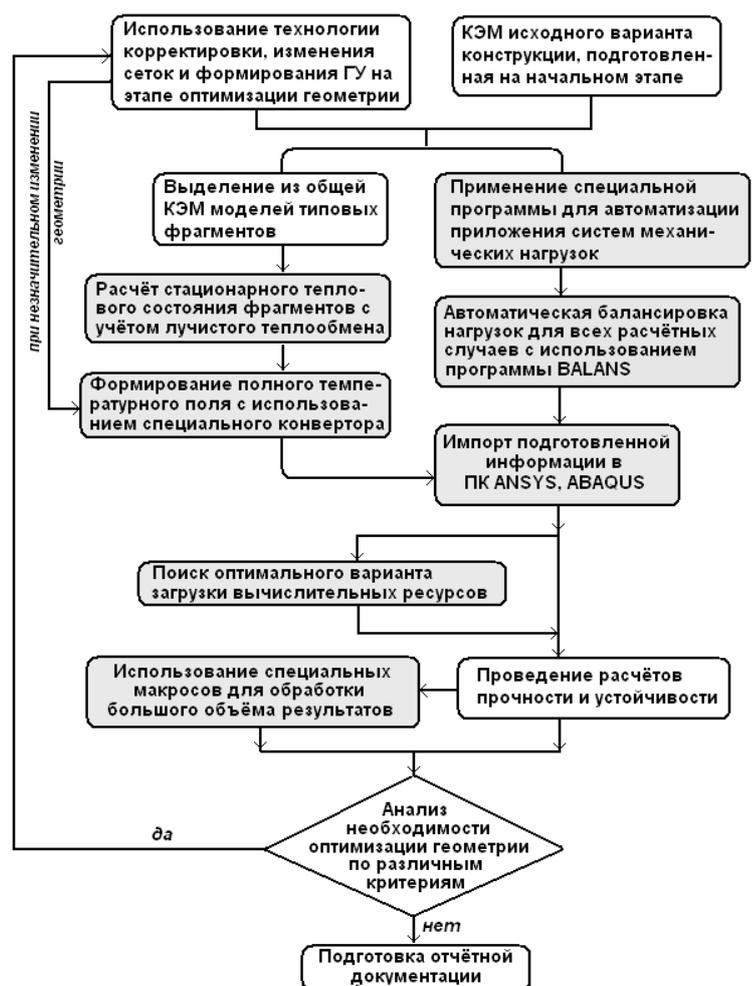


Рис. 9. Блок-схема алгоритма проведения комплекса расчётных исследований ЗСУ в соответствии с разработанной технологией

фрагментов конструкции, формирование полного поля температур и его передача в задачу анализа прочности; распределение и балансировка систем механических нагрузок линейными и угловыми ускорениями; расчеты НДС, критических нагрузок (или коэффициентов запаса) и соответствующих форм потери устойчивости для всех рассматриваемых случаев нагружения конструкции.

На основе разработанной технологии в приемлемые сроки выполнены расчётные исследования прочности и устойчивости различных вариантов проектируемой конструкции ЗСУ ГТД SaM146 для наиболее «тяжёлых» случаев термодинамического нагружения предельными и максимальными эксплуатационными нагрузками. Исследована сходимость результатов численных расчётов, что позволило обосновать оптимальный вариант пространственной дискретизации моделей. При этом эффективно использовалась также технология подготовки расчётных сеток, представленная в главе 1. Для различных вариантов конструкции ЗСУ последовательно выполнялись расчёты:

- стационарного теплового состояния для наиболее тяжёлых режимов работы;
- прочности при максимальных эксплуатационных нагрузках на проушины;
- прочности при действии предельных нагрузок на проушины;
- прочности для 10 сценариев нагружения при обрыве лопатки вентилятора;
- устойчивости при действии предельных нагрузок на проушины;
- устойчивости для 10 сценариев нагружения при обрыве лопатки вентилятора.

Расчёты прочности и устойчивости проводились на полных КЭМ (рис. 3), в состав которых также включены корпус турбины низкого давления, корпус опоры подшипника, фрагменты корпусов смесителя и конуса. Наличие этих элементов позволило избежать необходимости введения в модель дополнительных граничных условий и повысить точность расчётов за счёт более точного моделирования условий закрепления и учёта жёсткости дополнительных элементов. Решение

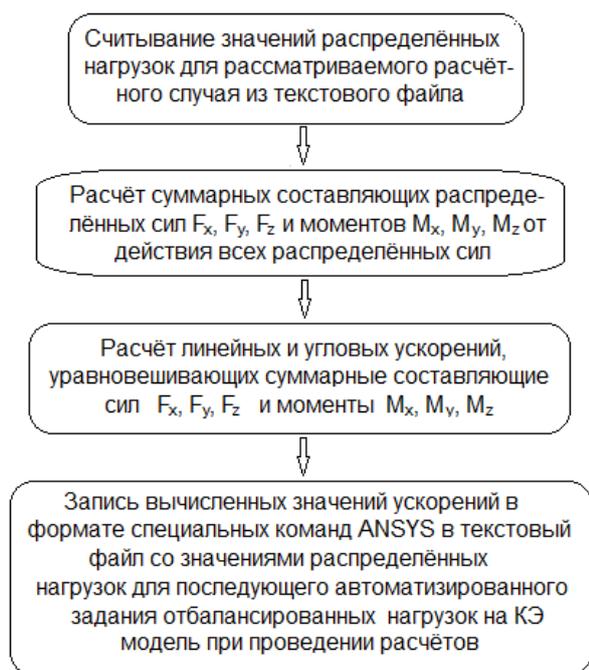


Рис.10. Блок-схема алгоритма балансировки распределённых нагрузок на ЗСУ

задачи теплопроводности с излучением для полной КЭМ размерностью $\sim 1,6$ млн. элементов не удалось получить на основе ПК ANSYS (версий 8.1 и 9.0) и STAR-CD (версии 3.24) из-за программных ограничений на размер матриц излучения, поэтому задача решалась на моделях отдельных типовых секторов конструкции в ПК ANSYS. В связи с этим для проведения расчётов прочности и устойчивости узла на полных моделях потребовалась разработка специальной программы-конвертора, формирующей полное поле температур на основе расчётных полей типовых секторов. Дополнительно проведен сравнительный расчёт стационарного теплового состояния одного из типовых секторов на

основе ПК STAR-CD. Сравнительный анализ результатов показал, что отличие в температурах не превышает 1%.

С целью автоматизации и значительного сокращения времени балансировки распределённых нагрузок на ЗСУ для множества расчётных случаев автором разработана на языке программирования Absoft Fortran v.9.0 специальная прикладная программа BALANS. Реализованный в программе алгоритм балансировки нагрузок представлен в виде блок-схемы на рис. 10. Для автоматизации распределения и задания отбалансированных силовых нагрузок на КЭМ ЗСУ также разработаны дополнительные программные средства.

Отдельным разделом представлено описание программных средств и численных алгоритмов, используемых в рамках разработанной технологии для расчётов прочности и устойчивости. При проведении расчётов на различных платформах использовались разные методы решения СЛАУ, выбор которых определялся временем решения задач и эффективностью распараллеливания. Расчёты НДС и форм потери устойчивости ЗСУ выполнены в ПК ANSYS. НДС конструкции для случаев деформирования некоторых локальных зон за пределами упругости моделировалось в соответствии с теорией течения Прандтля-Рейса и условием текучести Мизеса. Использовалась модель полилинейного изотропного

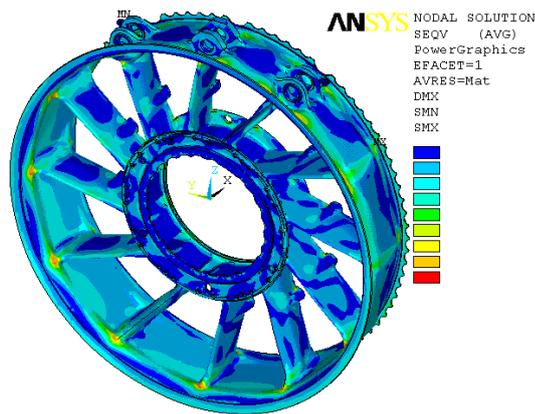


Рис. 11. Распределение интенсивности напряжений в конструкции ЗСУ для одного из сценариев нагружения предельными нагрузками

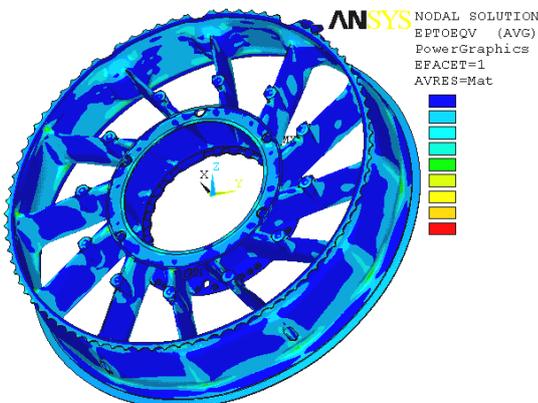


Рис. 12. Распределение интенсивности деформаций в конструкции узла для одного из сценариев нагружения предельными нагрузками

упрочнения материала. Расчёты устойчивости проводились в линейной постановке в рамках бифуркационного подхода, при котором использовалось следующее разрешающее уравнение:

$$([K] - n[S])\{u\} = 0,$$

где $[K]$ - матрица жесткости конструкции; $[S]$ - матрица геометрической жесткости; n - собственное значение (коэффициент запаса по устойчивости); $\{u\}$ - собственный вектор, определяющий форму выпучивания. При таком подходе определялись низшие собственные значения матрицы жесткости, определяющие коэффициенты запаса по устойчивости и соответствующие формы выпучивания. Нелинейный анализ устойчивости не выполнялся по причине больших затрат времени на решение и необходимости использования значительных вычислительных ресурсов.

Вся расчётная информация по НДС представлена в виде полей распределения интенсивности напряжений (рис.11), полных и пластических деформаций (рис.12), а также таблиц со значениями компонент тензоров напряжений и полных деформаций в точках с их максимальными значениями. С целью автоматизации формирования таблиц автором

разработаны специальные макросы. Результаты расчётов устойчивости по всем расчётным случаям показали, что для ЗСУ характерны локальные формы потери устойчивости отдельных стоек и наружного корпуса (рис. 13). Для каждого случая получены низшие формы потери устойчивости и соответствующие критические параметры нагрузки (коэффициенты запаса). Дополнительные исследования влияния на НДС конструкции изменений краевых условий выявили преимущество конструктивного варианта с проскальзыванием торцовых поверхностей бобышек ЗСУ относительно фланца конуса. Такой вариант обеспечивает почти трехкратное снижение максимального уровня деформаций в областях сопряжения стоек с задним фланцем втулки ЗСУ.

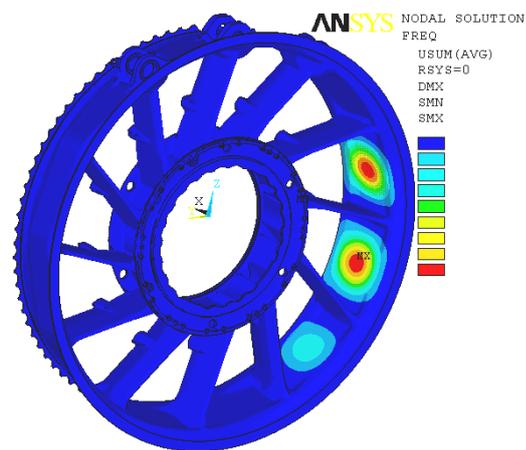


Рис. 13. Поле перемещений ЗСУ для одной из форм потери устойчивости наружного корпуса

На основе анализа результатов расчётов различных вариантов ЗСУ спроектирована оптимальная конструкция, удовлетворяющая и весовым ограничениям, и заданным требованиям по прочности и устойчивости. В результате оптимизации вес конструкции уменьшен почти на 13 кг, а также значительно снижены максимальные значения параметров НДС в наиболее нагруженных зонах.

Учитывая сложность геометрии и высокую стоимость изготовления ЗСУ, экспериментальное исследование прочности его оптимизированной конструкции проведено только для одного случая действия предельных нагрузок. Кроме того, проведено заключительное испытание одного из опытных двигателей на обрыв лопатки вентилятора, при котором реализован комплекс предельных (аварийных) нагрузок на все силовые элементы, в том числе и ЗСУ. Результаты экспериментов подтвердили результаты расчётного обоснования прочности ЗСУ, т.е. конструкция сохранила свою прочность без видимых повреждений.

Четвёртая глава посвящена разработке технологии моделирования нестационарного термонапряженного состояния и расчёта малоциклового долговечности задних стоечных узлов ГТД при нагружении по полётным циклам, также основанной на комплексном использовании лицензионных ПК инженерного анализа и собственных прикладных программ. Разработанная технология позволяет значительно автоматизировать проведение расчётов, повысить их точность и получить результаты на полных расчётных моделях.

Алгоритм проведения исследований на основе такой технологии состоит из следующих основных этапов:

- *Этап 1.* Численное моделирование нестационарного теплового состояния типовых фрагментов конструкции с учётом лучистого теплообмена. Используются ПК ANSYS или STAR-CD и специализированные прикладные программы собственной разработки;
- *Этап 2.* Формирование температурных полей полной модели ЗСУ для характерных временных точек полётного цикла программой-конвертором;

- *Этап 3.* Моделирование термонапряженного состояния полной модели по полётному циклу и анализ особенностей её деформирования. Используются ПК ANSYS, ABAQUS или STAR CCM+ (в зависимости от сложности геометрии и количества рассматриваемых вариантов конструкции), а также макросы, разработанные для автоматизации обработки результатов;
- *Этап 4.* Преобразование части результатов и данных по свойствам материала в специальный формат для расчёта малоциклового долговечности;
- *Этап 5.* Расчёт малоциклового долговечности на основе разработанной прикладной программы FAN.

Представлено поэтапное описание особенностей разработанной технологии на примере численного моделирования термонапряжённого состояния и расчёта малоциклового долговечности одного из вариантов конструкции ЗСУ ГТД SaM146 для условий циклического нагружения по заданному полётному циклу.

Моделирование нестационарного теплового состояния ЗСУ с примыкающими элементами двигателя выполнено в ПК ANSYS с учётом переменных во времени граничных условий 3-го рода на моделях типовых секторов из-за ограничений на размер матриц излучения. Такие ограничения выявлены и в ПК STAR-CD. Для автоматизации формирования граничных условий, соответствующих множеству временных сечений, разработаны прикладная программа на языке Absoft Fortran v.9.0 и макрос на внутреннем параметрическом языке APDL. В результате расчетов определены температуры разогрева конструкции и временные зависимости температуры в контрольных точках по полётному циклу. На основе анализа полученных данных определены характерные временные сечения цикла для исследования термонапряжённого состояния конструкции.

С целью повышения точности расчётов и снижения трудозатрат на их проведение в рамках разработанной технологии моделирование НДС ЗСУ по полётному циклу выполняется на полной КЭМ. В связи с этим для выбранных временных сечений потребовалось формирование полных температурных полей модели (рис. 14) из расчётных полей типовых фрагментов с использованием программы-конвертора, описание которой приведено в главе 3. Данная программа применялась также для передачи полей температур с одной расчётной сетки на

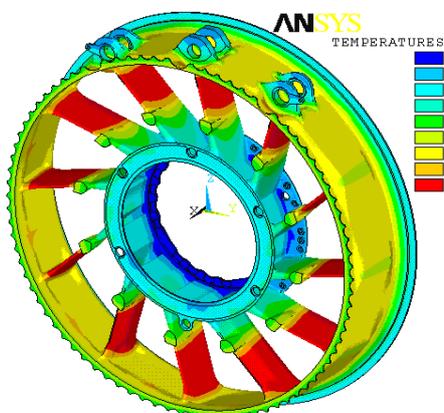


Рис.14. Поле температур ЗСУ в одном из временных сечений полетного цикла

другую в процессе расчётной оптимизации конструкции. Расчёт термонапряжённого состояния ЗСУ проведён в ПК ANSYS, а для некоторых временных сечений выполнены сравнительные расчёты на основе ПК ABAQUS. Результаты исследований представлены в виде полей распределения интенсивности напряжений, полных и пластических деформаций в модели для выбранных временных сечений цикла. На основе разработанных автором макросов автоматически сформированы таблицы со значениями компонент тензоров напряжений и полных деформаций в наиболее напряженных зонах, осевых и радиальных перемещений

контрольных точек, а также осредненных по секторам радиальных усилий на стыках ЗСУ с дополнительными элементами. На основе анализа полученной информации определено необходимое количество болтов и усилие их затяжки для соединения фланцев ЗСУ и смесителя. Дополнительно проведен анализ влияния на НДС конструкции изменения условий скрепления бобышек ЗСУ с конусом.

В процессе разработки расчётной технологии исследована также эффективность нового подхода на основе МКО, реализованного в ПК STAR CCM+, по сравнению с традиционным «конечно-элементным» на задаче моделирования термонапряжённого состояния ЗСУ в одном из временных сечений полетного цикла. Выполнен анализ сходимости результатов, трудозатрат на построение расчётных сеток, а также эффективности распараллеливания расчётов.

Решение задачи в STAR CCM+ проводилось на полигональных сеточных моделях размерностью от 2 до 22 млн. ячеек, в которых средний размер ячейки варьируется в диапазоне от 7 до 1 мм (рис. 15). Расчёты для сопоставления временных затрат проведены в скалярном режиме на рабочей станции, а остальные расчеты с целью исследования масштабируемости решений выполнены в параллельном режиме на кластере. Решение СЛАУ в ABAQUS выполнялось прямым методом Sparse direct solver, а в STAR CCM+ использовался итерационный многосеточный метод AMG и его модификация AMG with Successive Over Relaxation (SOR). Дополнительные исследования показали, что для рассматриваемой задачи подключение опции SOR сокращает время счёта почти **в 5 раз** при той же точности результатов (рис.16). Сравнительный анализ результатов расчётов выполнен по перемещениям и интенсивности напряжений в модели ЗСУ (рис. 17). При этом решение по МКЭ, полученное в ABAQUS на оптимальной расчётной сетке, принято в качестве «эталона».

Выявлено, что затраты времени на создание конечно-объёмной модели ЗСУ размерностью ~ 7 млн. многогранных ячеек в STAR CCM+ **примерно на два порядка ниже**, чем на разработку КЭМ близкой размерности на основе технологии, описанной в главе 1. Приемлемых по точности результатов можно добиться на моделях близкой размерности только в том случае, если в конечно-объёмной модели реализовано значительное сгущение сетки в наиболее напряжённых зонах. Технология, реализованная в STAR-CCM+, позволяет моделировать термонапряжённое состояние ЗСУ на одном процессоре **на порядок быстрее** по сравнению с «конечно-элементной» технологией, а распараллеливание



Рис.15. Фрагмент КО-сетки ЗСУ со средним размером ячейки 1 мм

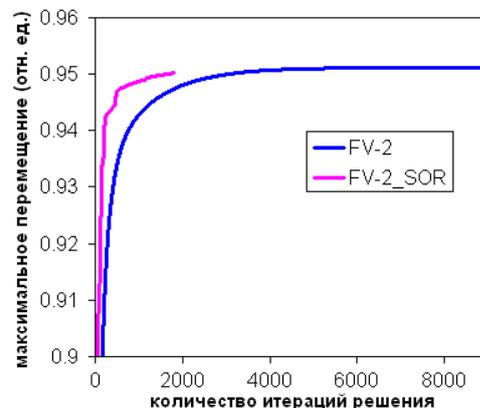


Рис.16. Изменение значения максимального перемещения в модели при итерационном решении задачи в STAR CCM+

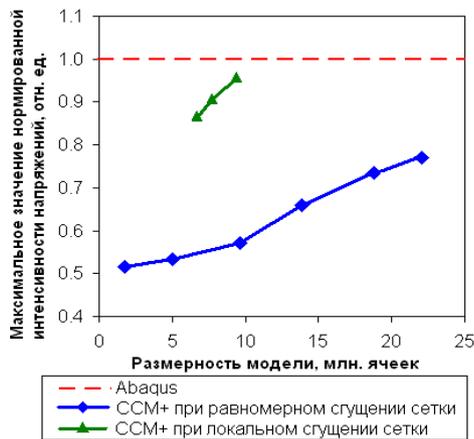


Рис.17. График сходимости максимального значения безразмерной интенсивности напряжений в ЗСУ для решений в STAR CCM+

лостной долговечности ЗСУ при нагружении по полётным циклам с учётом ограниченного объема экспериментальных данных по свойствам материала. Представлены основные особенности методики, на основе которой малоцикловая долговечность определяется с учётом кинетики полных деформаций в наиболее напряжённых зонах только до момента образования в них макроскопических трещин. Для учёта в расчётах особенностей изменения деформаций в наиболее нагруженных зонах по полётному циклу режим нагружения материала в них схематизируется по методу «полных циклов». В результате схематизации выделяются амплитуды деформаций различного уровня и количество их повторений в полётном цикле - $v_{i\text{ц}}^k$, а также накопленные числа подциклов $m_{\text{ц}}^k$ для каждой k-ой зоны, которые оказывают основное влияние на накопление усталостных повреждений. Расчёты проводятся на основе закона линейного суммирования повреждений Пальмгрена-Майнера и гипотезы о независимости накопленных повреждений. В качестве исходных данных для расчётов используются также семейство кривых малоцикловой усталости, полученных в испытаниях по отнулевому циклу с заданными предельными деформациями образцов при различных температурах, и значения физико-механических параметров материала, полученные при статических испытаниях.

Для значительного уменьшения трудозатрат и повышения точности расчётов, особенно при исследовании малоцикловой долговечности для нескольких модификаций конструкции, данная методика реализована автором в виде прикладной программы FAN (Fatigue ANalysis). Программа составлена на алгоритмическом языке Absoft Fortran v.9.0.

Работоспособность прог-

вычислений позволяет дополнительно сократить время решения задачи с линейной зависимостью от количества используемых ядер кластера.

На основе анализа полученных результатов разработана и применяется на практике эффективная технология моделирования термонапряжённого состояния и проведения расчётной оптимизации конструктивных форм сложных узлов АД, позволяющая значительно сократить сроки расчётных исследований и проектирования. Блок-схема алгоритма проведения расчётов на основе такой технологии представлена на рис. 18.

Во втором разделе главы приводится описание технологии расчёта малоцикловой термоуста-

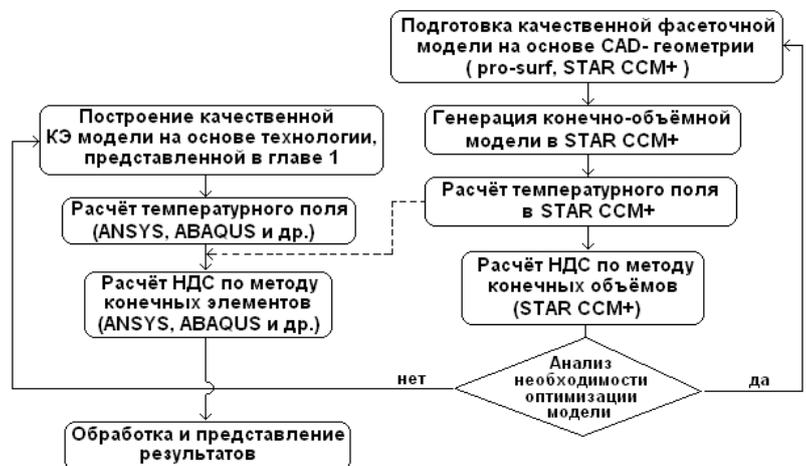


Рис.18. Алгоритм расчёта термонапряжённого состояния и проведения расчётной оптимизации конструктивных форм сложных элементов АД

раммы продемонстрирована результатами расчёта малоцикловой долговечности одного из вариантов конструкции ЗСУ ГТД SaM146. Расчёты выполнены с учётом особенностей изменения полных деформаций в наиболее напряжённых зонах по заданному полётному циклу (рис. 19). Результаты, вычисленные по программе FAN, подтверждены также аналитическим решением по уравнению Мэнсона, полученному в соответствии с методом универсальных наклонов для асимметричного цикла. По причине не учета повреждающего эффекта подциклов с меньшим размахом деформаций вычисленные по уравнению Мэнсона значения малоцикловой долговечности для наиболее нагруженных зон узла оказались больше на 6 - 11 %.



Рис. 19. Графики изменения интенсивности деформаций в наиболее напряжённых зонах узла по полётному циклу

В пятой главе изложена технология численных расчётов радиальной и угловой податливости ЗСУ с корпусом опоры подшипника с учётом их теплового состояния в характерных временных сечениях полётного цикла. Данная технология разработана совместно со специалистами НПО «САТУРН». Результаты расчётов податливости необходимы в качестве граничных условий на начальном этапе расчета динамики изолированного ротора.

С целью автоматизации выполнения расчётов податливости автором разработаны прикладные программы для задания распределённых нагрузок на КЭМ, проведения расчётов податливости и обработки результатов. Для каждого из рассматриваемых временных сечений заданного полётного цикла вычисление податливости конструкции выполняется в три этапа. На первом этапе с использованием разработанной прикладной программы выполняется автоматическое распределение и задание механических нагрузок на множество узлов КЭМ в соответствии с заданным законом распределения. Вторым этапом на основе ПК ANSYS проводятся расчёты соответствующих полей перемещений конструкции для различных вариантов нагружения распределёнными нагрузками. С использованием специального макроса выполняется поиск значений перемещений для ряда контрольных узлов КЭМ и запись их в текстовые файлы определённого формата. На третьем этапе с использованием разработанной прикладной программы *Flexibility* вычисляются значения радиальной и угловой податливости ЗСУ и корпуса опоры подшипника на основе полученных полей перемещений. Программа *Flexibility* является универсальной, так как дает возможность проведения расчётов, независимо от того, в каком ПК рассчитываются перемещения контрольных узлов модели. Прикладные программы составлены автором на языке программирования Absoft Fortran v.9.0.

Работоспособность разработанной технологии продемонстрирована результатами расчётов радиальной и угловой податливости одного из вариантов ЗСУ и присоединяемого к нему корпуса опоры подшипника для ГТД SaM146 с учётом их теплового состояния в трёх временных сечениях заданного полетного цикла для условий полностью изношенного двигателя.

Показано, что результаты расчётов хорошо согласуются с результатами экспериментов, проведённых специалистами НПО «САТУРН» (рис. 20). На рис. 21 и 22 показаны экспериментальная установка, используемая для определения податливости, и одна из модификаций исследуемой конструкции, закреплённая в специальной оснастке.

Сравнительный анализ результатов показал также, что расчётные значения податливости ближе к результатам экспериментов для литого исполнения конструкции. Отличия расчётных значений от экспериментальных данных, полученных для литой конструкции, находятся в диапазоне 4,3% - 6,6%, а от экспериментальных данных для сварной конструкции - в диапазоне 5,3% - 9,3%.

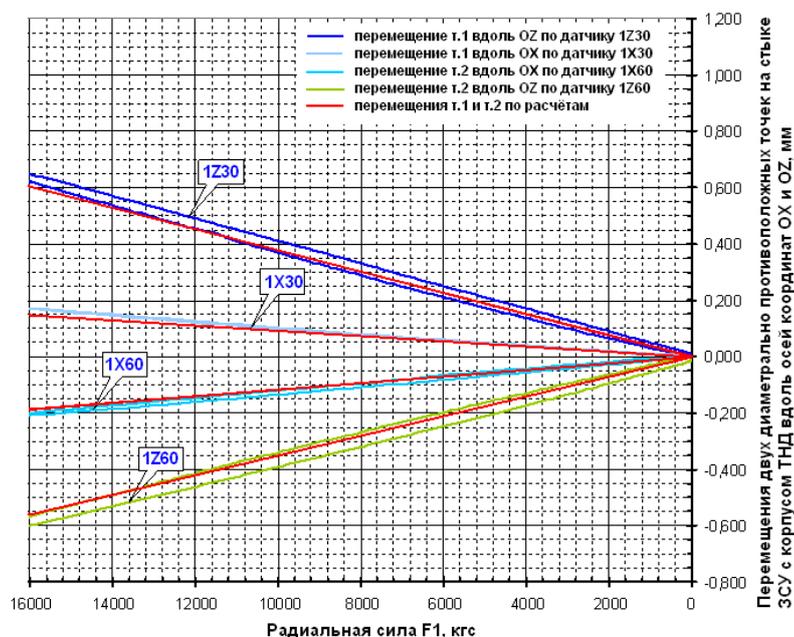


Рис. 20. Графики перемещений двух контрольных точек ЗСУ, полученные в одном из экспериментов (данные НПО «САТУРН») и на основе расчётов



Рис.21. Экспериментальная установка для определения податливости



Рис.22. Закреплённая в оснастке конструкция ЗСУ с присоединёнными корпусами опоры подшипника и ТНД

ВЫВОДЫ

1. Выявлены наиболее подходящие программные средства и разработана компьютерная технология эффективной генерации расчётных моделей сложных конструктивных элементов АД для решения задач прочности. Применение данной технологии позволяет сократить время подготовки сеточных моделей и обеспечить высокое качество пространственной дискретизации при детальном описании всех конструктивных особенностей. На основе этой технологии построены высокоточные КЭМ различных модификаций ЗСУ и ротора вентилятора ГТД SaM146 для проведения расчетных исследований их прочности.
2. Разработана эффективная технология численного моделирования теплового и напряженно-деформированного состояний, а также расчёта податливости, устойчивости и малоциклового долговечности сложных элементов АД, основанная на комплексном использовании различных программных средств и позволяющая значительно сократить сроки проектирования и расчётных исследований, получить результаты на полных моделях и повысить точность расчётов.
3. На основе численных экспериментов по расчёту квазистатического НДС ротора вентилятора ГТД SaM146 выявлены оптимальные для такого класса задач методы решения СЛАУ и моделирования контактного взаимодействия в ПК ANSYS и выполнен анализ их эффективности по сравнению с аналогичными методами в ПК LS-Dyna. Выявленные методы, позволили решать задачи большей размерности, сократить сроки расчётов и повысить их точность.
4. Исследована эффективность применения нового подхода на основе МКО, реализованного в ПК STAR CCM+, для расчёта термонапряжённого состояния ЗСУ ГТД SaM146 и выявлено, что такой подход позволяет решать задачу в целом на порядок быстрее, чем технология, основанная на МКЭ.
5. Смоделировано квазистатическое НДС ротора вентилятора ГТД SaM146 и выполнена оптимизация конструктивных форм некоторых деталей. Исследованы особенности контактного взаимодействия деталей ротора и обоснована их прочность при нормальных условиях эксплуатации. Изучено влияние начальных зазоров, нелинейных контактных условий и аэродинамических нагрузок на НДС элементов ротора.
6. Выполнены расчёты прочности, устойчивости, податливости и малоциклового долговечности различных модификаций конструкции ЗСУ ГТД SaM146 для наиболее «тяжёлых» сценариев нагружения аварийными и максимальными эксплуатационными нагрузками. На основе анализа результатов спроектирован оптимальный вариант конструкции, удовлетворяющий и весовым ограничениям, и заданным требованиям по прочности. Получено экспериментальное подтверждение результатов расчётов прочности и податливости конструкции ЗСУ.
7. Результаты диссертационной работы использованы при разработке ГТД SaM146 в ОАО «НПО «САТУРН» и частично включены в состав сертификационных отчётов для сертификации двигателя в соответствии с требованиями EASA и AP МАК России. Внедрение результатов подтверждено соответствующим актом.

Основные публикации по теме диссертации:

1. A. Ryabov, V. Rechkin, S. Kukanov, Y. Shmotin, D. Gabov. Numerical Analysis of Aircraft Engine Fan Blade-Out Dynamics // Proceedings of 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference «The impulse to Explore – Igniting a Passion for Space», - Sacramento CA, USA, 2006.
2. А.А. Рябов, В.Н. Речкин. Обзор возможностей специализированного программного модуля PRO-SURF // «Молодежь в науке». Сборник докладов 7-й научно-технической конференции (28-30 октября 2008 г.), - Саров, 2009.
3. А.А. Рябов, В.И. Романов, В.Н. Речкин, Ю.Н. Шмотин, А.В. Веселов. Применение современной компьютерной технологии для исследования прочности, устойчивости и долговечности заднего стоечного узла газотурбинного двигателя // 8-я международная конференция «Авиация и космонавтика - 2009». Тезисы докладов. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009.
4. С.К. Агафонов, В.Н. Речкин, А.И. Чембаров. Специализированный программный модуль для расчёта усталостной прочности конструкций при нестационарном термосиловом нагружении // Сборник материалов 3-й международной конференции «Деформация и разрушение материалов и наноматериалов DFMN 2009» Москва, 12-15 октября 2009. Под общей ред. академика О.А.Баннх. – М: Интерконтакт Наука, 2009 (в 2-х томах).
5. А.А. Рябов, В.Н. Речкин, С.А. Железов, Ю.Н. Шмотин, А.В. Веселов, А. Mueller. Анализ эффективности компьютерных технологий моделирования термонапряжённого состояния заднего стоечного узла ГТД // Электронный журнал «Труды МАИ» (<http://www.mai.ru/science/trudy/>), 2010, №41.
6. А.А. Рябов, В.И. Романов, В.Н. Речкин, Ю.Н. Шмотин, А.В. Веселов. Компьютерный анализ прочности, устойчивости и долговечности заднего стоечного узла газотурбинного двигателя // Известия Вузов. Авиационная техника, 2011, №4.
7. К.В. Циберев, П.А. Авдеев, М.В. Артаманов, В.В. Борляев, Д.Ю. Дьянов и др. Пакет программ ЛОГОС. Функциональные возможности для решения задач прочности // Супервычисления и математическое моделирование. Труды XIII-го международного семинара / Под ред. Р.М.Шагалиева. - Саров: ФГУП «РФЯЦ–ВНИИЭФ», 2012.
8. А.А. Рябов, В.Н. Речкин. Компьютерная технология эффективной генерации расчётных моделей для сложных конструктивных узлов авиационных двигателей // Научно-практическая конференция «Инновации в авиации и космонавтике - 2012». 17–20 апреля 2012г. Москва. Сборник тезисов докладов. - М.: ООО «Принт-салон».