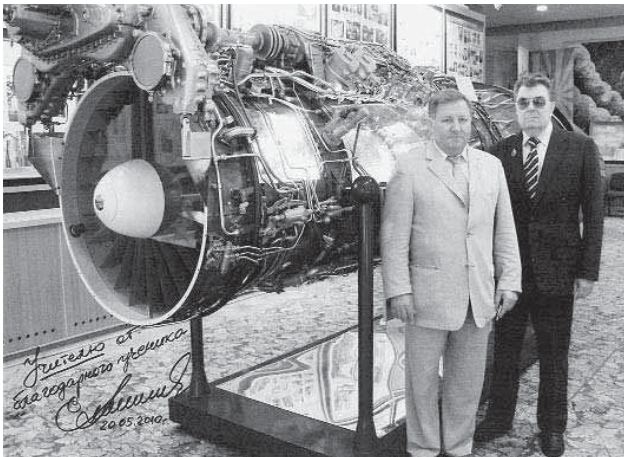




УДК 626.03

*Елисеев Ю. С., Волков П. В., Елисеев Д. Н.*ФГУП «Московское машиностроительное производственное предприятие «САЛЮТ».
Россия, г. Москва**ЭЛЕКТРОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ АЛ-31ФМ1
НА ПРИНЦИПАХ CALS**

Генеральный директор ММПП «Салют», вице-президент «ОДК» профессор Елисеев Ю. С. и профессор Братухин А. Г. у российского конкурентоспособного двигателя семейства АЛ31Ф (май 2010 года)

Анотація

На основі засобів CALS-технології для аналізу і моделювання життєвого циклу виробу розробляється нова технологія системного проектування і доведення авіаційних двигунів, в рамках якого модель літального апарата (ЛА), силової установки (СУ), двигуна і всіх його структурних елементів динамічно і узгоджено формується з використанням методів аналізу ієрархій, об'єктного підходу, систем підтримки прийняття проектних рішень і можливостей засобів комп'ютеризації.

Abstract

Basing upon CALS-technologies, used for analysis and modeling of a lifecycle of an item, a new system design and aircraft engine development technique is being worked out. Within this system, the mockup of an aircraft, power plant, engine, as well as that of other units, is dynamically and interactively formed using some methods of hierarchy analysis, target approach, systems of design decision-making assistance and facilities of computing techniques.

На основе средств CALS-технологии для анализа и моделирования жизненного цикла изделия разрабатывается новая технология системного проектирования и доводки авиационных двигателей, в рамках которой модель летательного аппарата (ЛА), силовой установки (СУ), двигателя и всех его структурных элементов динамически и согласованно формируется с использованием методов анализа иерархий, объектного подхода, систем поддержки принятия проектных решений и возможностей средств компьютеризации.

Технология системного проектирования и доводки авиационных двигателей на основе CALS включает:

- функциональные, информационные и динамические модели процесса проектирования авиационных двигателей с выделенными основными компонентами среды для комплексной автоматизации системного проектирования двигателей;

• логическую схему системного автоматизированного проектирования двигателей, в соответствии с которой единая многоуровневая многоаспектная модель двигателя и его окружения в виде однонаправленного графа из деревьев функциональных, конструкторских и технологических элементов динамически формируется в процессе проектирования на основе библиотек фрагментов моделей этих структурных элементов с помощью управляющей программы-решателя, выявленной последовательности и универсального алгоритма принятия решений, разработанной системы поддержки принятия решений, накапливаемой в предложенном инвариантном компактном виде информации по выполненным проектам с учетом научно-технического задела;

• информационную технологию, позволяющую универсальным образом реализовать обобщенные проектно-доводочные процедуры и использовать их при разработке двигателей; унифицированную сетевую внутреннюю структуру объектов, моделирующих структурные элементы, и их информационных связей, упрощающую алгоритм обработки решателем дерева проекта;

• алгоритм и систему поддержки принятия решений при синтезе дерева проекта и моделей структурных элементов, продемонстрированные на примере выбора вида и типа двигателя для конкретного ЛА;

• принципы, позволяющие формировать библиотеки фрагментов математических моделей (ММ) функциональных, конструкторских и технологических элементов, развивать и использовать их для системного проектирования двигателей. Разработанные на основе предложенного сетевого представления внутренней структуры ММ структурных элементов методы контроля их адекватности, выявления факторов, требующихся для учета, непрерывного развития за счет введения уточняющих рекуррентных операторов. Методы моделирования стационарных и неустановившихся процессов в двигателях разных типов на основе базового набора универсальных моделей структурных элементов, позволяющие расширить возможности проектировщиков;

• методику конструирования двигателя, его узлов и деталей «сверху вниз», параллельно с функциональным моделированием по методу виртуального изготовления с поэтапным учетом требований, позволяющую эффективно использовать возможности CAD/CAM/CAE-систем;

• метод анализа течения газа в лопаточных машинах на основе виртуального эквивалентного канала (в абсолютном движении), позволяющий в дополнение к принятым методам более полно использовать возможности CAD/CAE-систем для анализа характеристик лопаточных машин,

течения в межвенцовых осевых зазорах, прогнозирования помпажных явлений;

• предложенные на основе моделей процесса разработки двигателя методы, позволяющие организовать и оптимизировать параллельную работу специалистов при создании двигателя (с использованием единой модели и решателя);

• методики и технологии, позволяющие проектировать двигатели с использованием баз знаний, развернуть в отдельных ОКБ и в отрасли коллективную работу над автоматизированным накоплением, систематизацией и использованием знаний в двигателестроении.

Таким образом, разрабатываются модели процесса создания ГТД, методы и средства для организации системного функционального и конструкторско-технологического проектирования авиационных двигателей, методы организации параллельного проектирования и доводки ГТД.

На рис. 1 приведена структурная схема информационных потоков в рамках единой модели «виртуального двигателя», возникающих на различных этапах проектирования двигателя, используемая при проведении расчетно-конструкторских исследований. На протяжении всего процесса проектирования двигателя организующими и контролирующими специалистами являются ведущие конструкторы по конкретным изделиям, а отдельные этапы проектирования согласуются с представителями заказчика. При этом привлекаются ведущие специалисты следующих подразделений (условно называемых группами):

- группа маркетинга;
- группа аэродинамики и тепловых расчетов (компрессор, турбина, ОКС, ФКС и др.);
- группа прочностных расчетов;
- группа стендовых испытаний;
- группа летных испытаний;
- группа САУ.

Последовательно производятся следующие этапы расчетно-конструкторских работ:

- согласование и уточнение технического задания (ТЗ) на проектирование;
- определение рациональной схемы двигателя и его узлов;
- выбор и увязка основных параметров двигателя, его узлов, наиболее полно отвечающих требованиям ТЗ;
- создание математической модели (ММ) термодинамического расчета двигателя;
- выбор и оптимизация программы и законов регулирования;
- расчет основных параметров двигателя на статических и переходных режимах;
- расчеты высотно-скоростных, дроссельных и климатических характеристик, коэффициентов влияния, динамических характеристик;

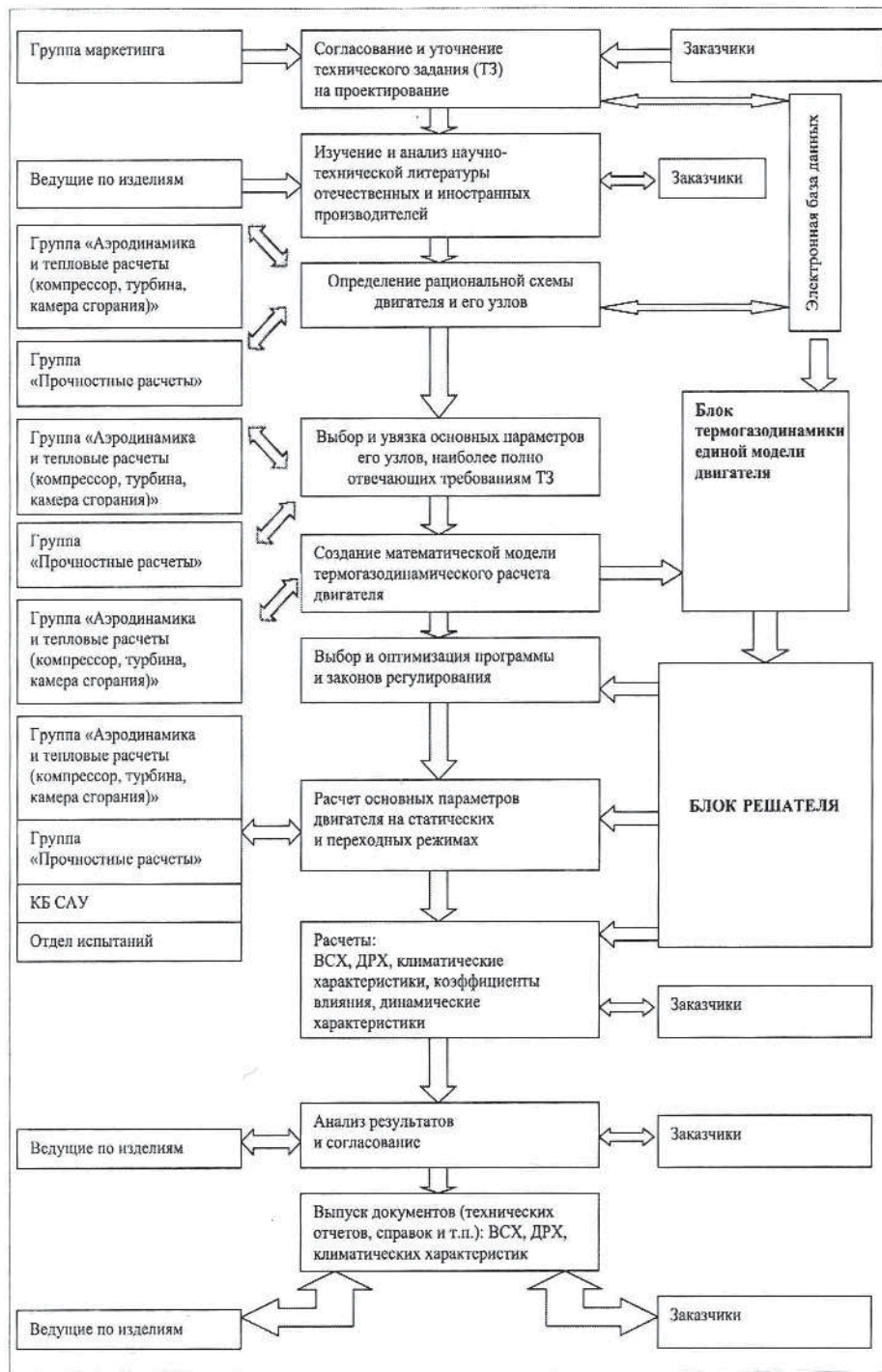


Рис. 1. Информационные потоки в рамках единого виртуального двигателя на различных этапах проектирования (основные параметры двигателя и перспектива)

- анализ результатов проектных расчетов и согласование их с ведущими конструкторами конкретных изделий и представителями заказчика;
- выпуск научно-технической документации (технических отчетов, справок, графической документации).

ТУРБОКОМПРЕССОР

Важнейшими узлами, определяющими параметры авиационного двигателя, являются компрессор и турбина. От качества изготовления деталей для этих узлов напрямую зависят важнейшие эксплуатационные характеристики, надежность и ресурс двигателя в целом. Для достижения высоких значений параметров двигателя и постоянного совершенствования его конструкции и технологии уже недостаточно тех традиционных методов разработки, производства и контроля, применявшихся несколько лет назад. Современное предприятие оперирует единым программно-аппаратным комплексом производства изделия. Этот комплекс включает в себя мощные программные пакеты для разработки твердотельных 3D-моделей наиболее ответственных деталей и узлов компрессора и турбины. Профессиональная среда разработки Unigraphics позволяет полностью подготавливать комплект конструкторской документации, начиная с эскизов и заканчивая рабочими чертежами. Но основная функция Unigraphics – разработка твердотельной 3D-модели. Наиболее сложные детали компрессоров и турбин – рабочие и сопловые лопатки, корпуса сложной формы и рабочие колеса, выполненные по технологии «блиск», – разрабатываются в Unigraphics с нуля до получения полностью готовой трехмерной модели. Высокая степень точности цифровой модели позволяет минимизировать возможные погрешности и отклонения. На этапе разработки модели программа позволяет изменять параметры модели, задаваемые в числовом виде. Это выводит процесс проектирования

на качественно новый уровень, когда разработчик не только имеет возможность оперативно изменять параметры изделия, но и сразу визуализирует результат на экране компьютера с любого ракурса. В результате процесс разработки занимает гораздо меньше времени, а также исключается возможность возникновения многих ошибок.

После разработки и согласования модель в цифровом виде передается в отдел станков с программным управлением, где на ее основе создаются управляющие программы для станков с ЧПУ. Современные обрабатывающие центры с ЧПУ, работающие по управляющей программе с 3D-модели, импортированной из Unigraphics, позволяют производить практически полный цикл обработки детали с минимальным участием человека.

Одни из самых ответственных элементов компрессора, турбины и двигателя в целом — рабочие лопатки — после изготовления в обязательном порядке проходят контроль основных геометрических параметров. Для этого применяются высокопроизводительные измерительные машины, которые также используют цифровую трехмерную модель для контроля готовой детали.

Таким образом, современные компьютерные технологии позволяют предприятию объединить в единое целое весь процесс получения готового изделия, начиная с опытно-конструкторских разработок и заканчивая контролем параметров. При этом использование единого базового элемента процесса — электронной 3D-модели — позволяет значительно упростить согласование и взаимодействие между этапами производственного цикла,

уменьшает количество технологических операций, повышает точность и значительно снижает вероятность возникновения ошибок. В результате все это позволяет предприятию экономить значительные средства, а также выполнять заказы в более короткие сроки.

На рис. 2–10 показаны трехмерные модели основных элементов конструкции турбокомпрессора, которые используются в технологическом процессе изготовления в соответствии с вышеописанной технологией.



Рис. 4. Лопатка КНД
1-й ступени



Рис. 5. Рабочая лопатка ТНД



Рис. 3.
Закрылок
входного
направляющего
аппарата КНД



Рис. 2. Диск турбины низкого давления



Рис. 6. Промежуточный корпус двигателя



Рис. 7. Ротор КНД

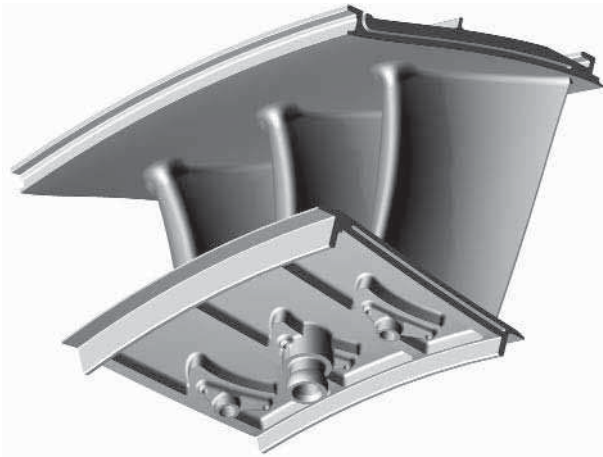


Рис. 8. Сопловой блок ТНД



Рис. 9. Моноколесо 1-й ступени КНД

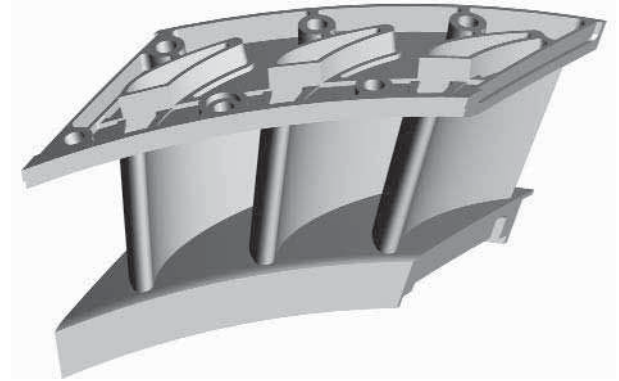


Рис. 10. Сопловой блок ТВД

ПРОЧНОСТНЫЕ РАСЧЕТЫ

Прочностные расчеты проводятся по 2D- и 3D-моделям методом конечных элементов с использованием современных программных комплексов.

Исходными данными для расчетов являются:

1. Геометрия рассматриваемой детали. Первоначальный вариант геометрии передается в бюро прочности из конструкторских подразделений в электронном виде (в виде электронного чертежа или в случае необходимости в виде трехмерной модели).

2. Температурное состояние детали. Передается в бюро прочности из группы тепловых расчетов в электронном виде по согласованной с бюро прочности трехмерной модели, содержащей результаты теплового расчета методом конечных элементов.

3. Силовые и инерционные нагрузки определяются в бюро прочности на основании расчетов влияния на рассматриваемую деталь смежных с ней деталей и узлов, а также усилий от воздействия на деталь газового потока, перепада давлений в полостях двигателя и воздействия инерционных перегрузок.

Прочностные расчеты проводятся от действия вышеперечисленных нагрузок с целью определения запасов прочности. После проведения расчета первоначального варианта геометрии следуют расчеты по оптимизации конструкции для получения оптимального отношения прочность/масса с учетом предложений конструкторов и требований технологичности. Расчеты носят итерационный характер, по результатам которых геометрия детали, признанная оптимальной, передается в конструкторское подразделение в виде трехмерной модели для выпуска чертежа детали. В качестве примера типичного проекти-

ровочного расчета на прочность на рис. 11–15 представлена процедура расчета диска ТВД.

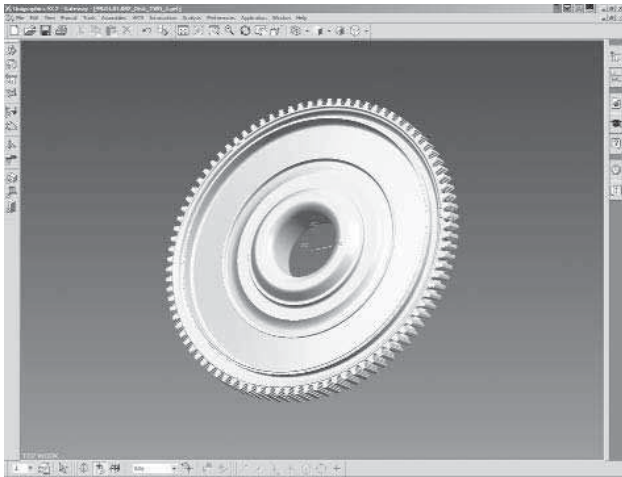


Рис. 11. 3D-модель диска ТВД, переданная из конструкторского бюро

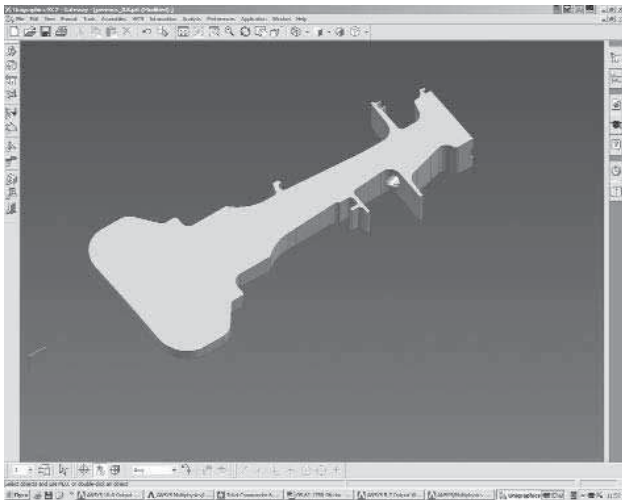


Рис. 12. 3D-модель циклического сектора диска ТВД



Рис. 13. Конечно-элементарная сетка

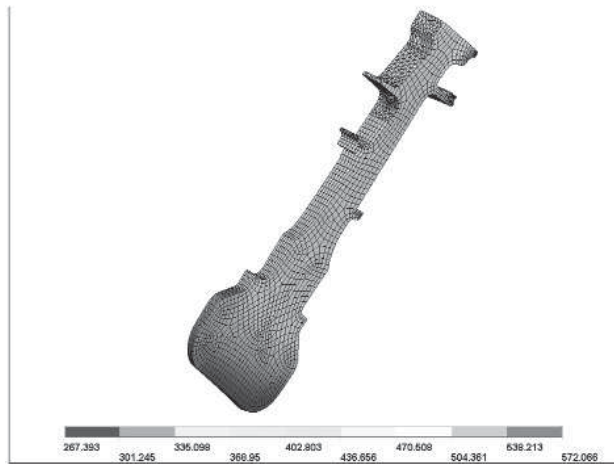


Рис. 14. Температурное состояние, переданное из группы тепловых расчетов

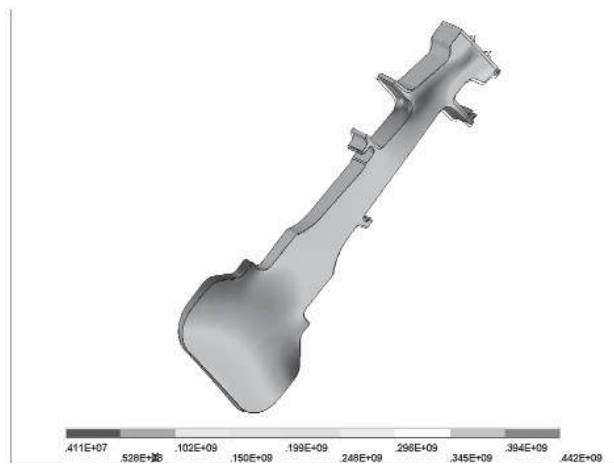


Рис. 15. Напряжения в диске, полученные в результате прочностного расчета

На рис. 16–18 представлены примеры типичных прочностных задач, решенных в бюро прочности.

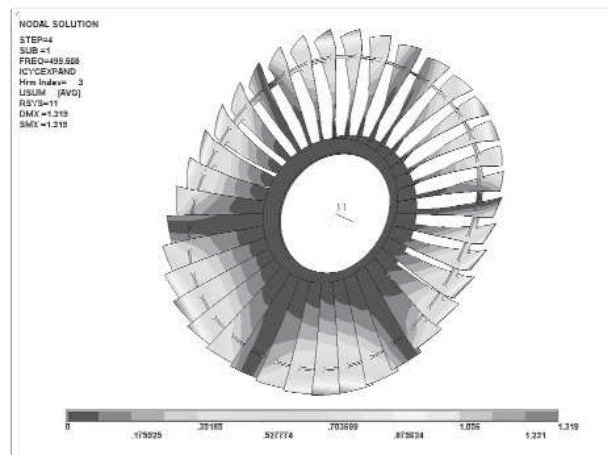


Рис. 16. Форма колебаний рабочего колеса 1-й ступени КНД

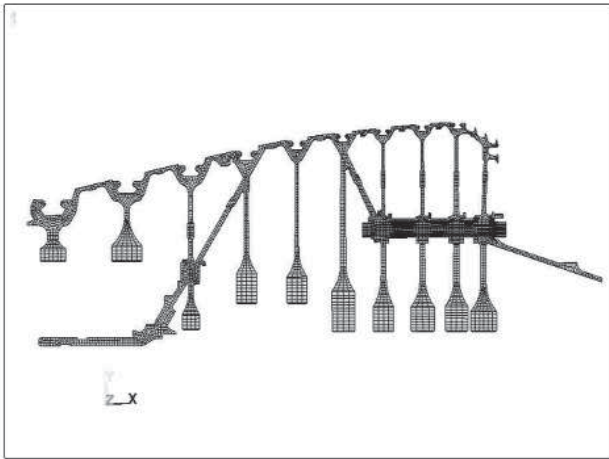


Рис. 17. Конечно-элементарная 3D-модель КВД

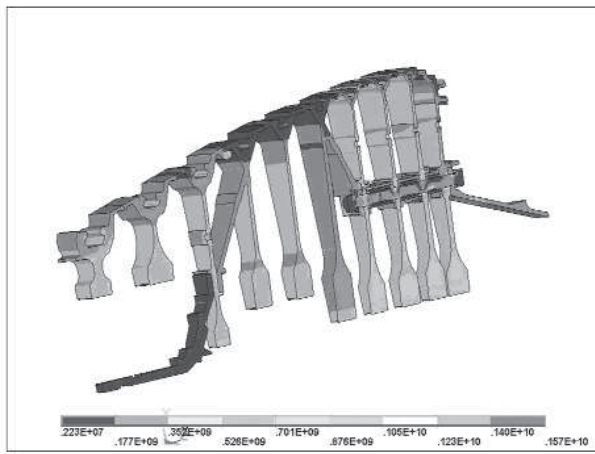


Рис. 18. Напряжения, полученные в результате прочностного расчета КВД

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ CALS-ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ МОДЕРНИЗИРОВАННОЙ ЖАРОВОЙ ТРУБЫ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

Внешний вид ОКС изделия представлен на рис. 19.

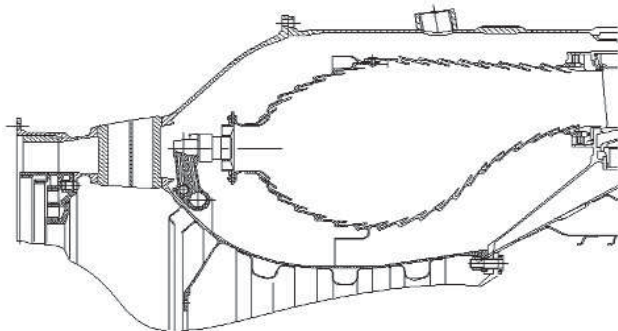


Рис. 19. Внешний вид ОКС

Накопленная статистика дефектов показала, что наиболее повреждаемыми являются стенки смесителя жаровой трубы (рис. 20). Появление повреждений связано с недостаточной эффективностью конвективно-пленочной системы охлаждения применяемой конструкции в условиях быстрых приемистости и сброса газа.

Поставленная перед КБ задача заключалась в разработке конструкции улучшенной системы охлаждения стенок жаровой трубы с целью повышения назначенного ресурса ОКС. При этом вновь разрабатываемая конструкция системы охлаждения не должна была ухудшать рабочие характеристики ОКС и быть полностью взаимозаменяемой с применяемой конструкцией. При выполнении поставленной задачи были использованы и применены методы CALS-технологии проектирования. Фрагменты конструкций стенки жаровой трубы в объемном виде были разработаны с использованием системы Unigraphics (рис. 21).

Решающим фактором при определении надежности и ресурса узла ОКС авиационного ГТД является влияние нестационарной тепловой нагрузки на стенки жаровой трубы. Для ее оценки использовались данные, полученные с помощью компьютерного моделирования методом конечных элементов с применением современных программных комплексов. При разработке расчетных моделей использовались геометрические модели, импортируемые в расчетный комплекс из системы Unigraphics.

С помощью конечно-элементных программных комплексов были проведены сравнительные расчеты теплового и напряженно-деформированного состояния системы охлаждения стенок жаровой трубы применяемой и модернизированной конструкции. Расчеты проводились в нестационарной постановке для имитации реальной работы стенок жаровой трубы ОКС в условиях быстрых приемистости и сброса газа.

При решении тепловой задачи использовались данные термогазодинамических расчетов, которые получены методом компьютерного CFD-моделирования, который позволяет описывать процессы, происходящие в камере сгорания (рис. 22, 23).

Расчеты показали, что модернизированная конструкция системы охлаждения стенок жаровой трубы имеет увеличенную эффективность по сравнению с имеющейся конструкцией. Охлаждение стенок происходит за счет совместного действия пленочной завесы со стороны горячего газа, а также обдува внешней поверхности жаровой трубы и развитой оребренной поверхностью охлаждающим воздухом. Из-за наличия в конструкции ребер, происходит увеличение кондуктивного потока тепла от «горячего» козырька к «холодной» стенке, что вызывает снижение температуры

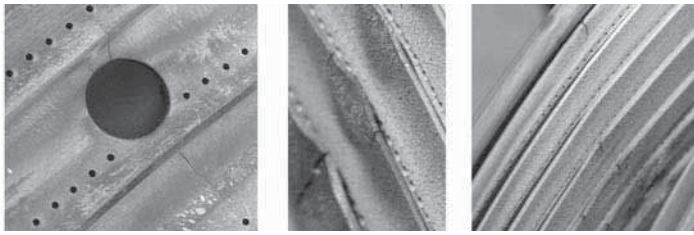


Рис. 20. Дефекты на стенках жаровой трубы

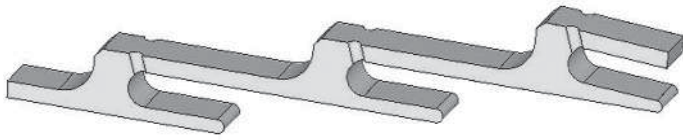


Рис. 21. Трехмерные фрагменты смечительной части стенки жаровой трубы, применяемой (вверху) и модернизированной (внизу) конструкции

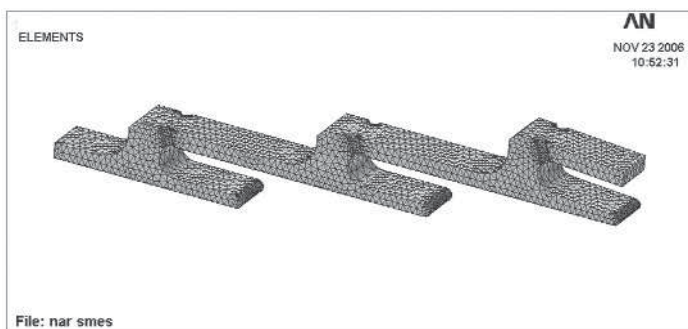


Рис. 22. Пример трехмерной расчетной сетки для решения тепловой задачи

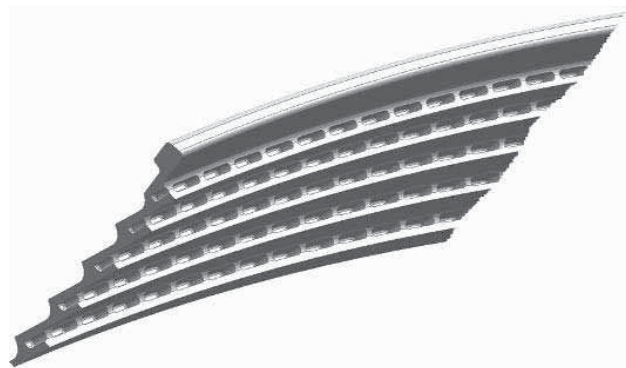
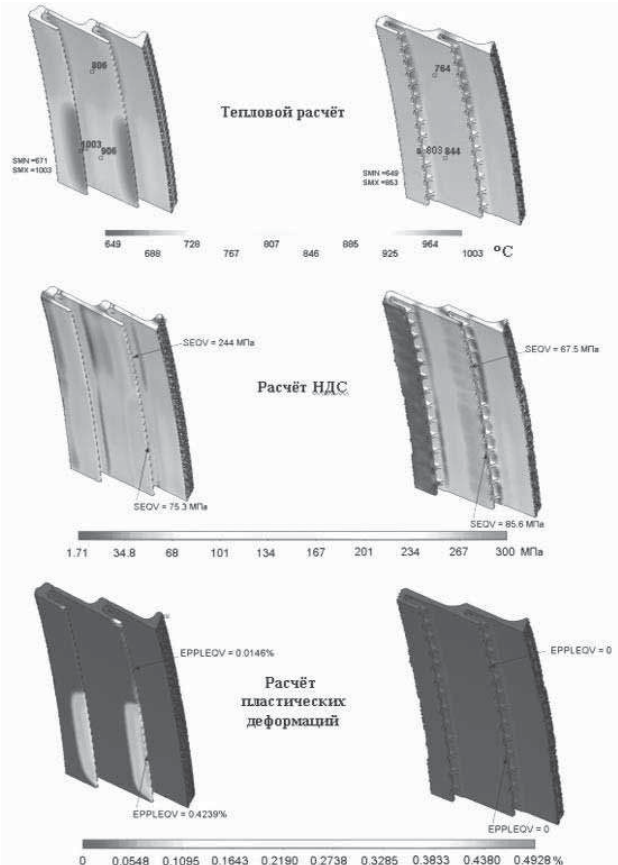


Рис. 24. Трехмерная модель модернизированной секции жаровой трубы для ОК

мерной модели секции и программа ее изготовления. После уточнения программы на станке с ЧПУ в цехе-изготовителе была изготовлена секция жаровой трубы.

Связь между КБ, службой главного технолога и цехом-изготовителем осуществлялась с помощью компьютерной системы PDM «Салют»

Рис. 23. Визуализация результатов расчетов. Слева расположен фрагмент имеющейся конструкции стенки жаровой трубы, справа — фрагмент модернизированной конструкции

козырька и приводит к уменьшению термонапряжений и как следствие к увеличению ресурса стенки жаровой трубы.

В процессе расчетов модернизированная конструкция системы охлаждения стенок жаровой трубы была оптимизирована, в результате чего в КБ была разработана трехмерная модель модернизированной секции жаровой трубы, которая была передана на проработку в службу главного технолога.

Служба главного технолога на базе трехмерной модели секции (рис. 24) разработала программу для станка с ЧПУ, по которой в производстве была выполнена электроэрозионная обработка детали секции жаровой трубы (рис. 25).

После изготовления секции жаровой трубы с улучшенной системой охлаждения была проведена работа по оценке температурного состояния стенок жаровой трубы с помощью термокрасок при работе двигателя на реальных режимах. Полученные результаты термометрирования стенок секций были переданы в электронном виде в ЦИАМ, где были обработаны и переданы в КБ для сравнения с расчетными данными.

В результате анализа расчетов, данных по термометрированию стенок жаровой трубы была проведена работа по уточнению трех-

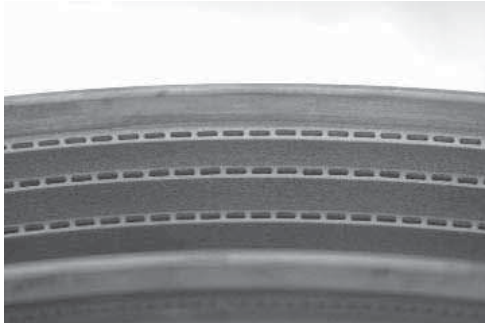


Рис. 25. Фотография наружной стенки жаровой трубы. Пазы системы охлаждения электроэрозии

(«Омега»). Приведенный процесс проектирования, технологической проработки и изготовления деталей жаровой трубы для ОКС представляет собой пример использования CALS-технологии на предприятии ФГУП «ММП «Салют».

Еще один пример использования CALS-технологии на предприятии ФГУП «ММП «Салют» рассмотрим для процесса проектирования ОКС в КБ.

Геометрическая модель создается с помощью программного комплекса Unigraphics в конструкторской группе камеры сгорания и передается в расчетную группу прочности горячей части двигателей, на основе геометрической

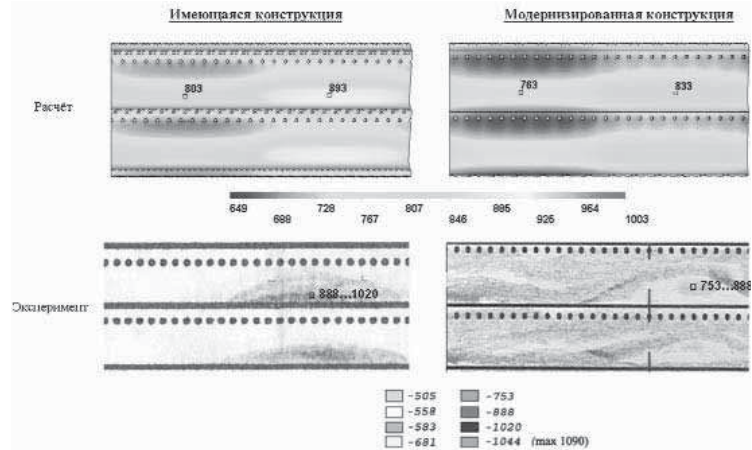


Рис. 26. Сравнение результатов теплового расчета с экспериментальными данными (термометрирование термокрасками) на фрагментах наружной стенки жаровой трубы. Вид на наружную стенку жаровой трубы со стороны охлаждающего воздуха

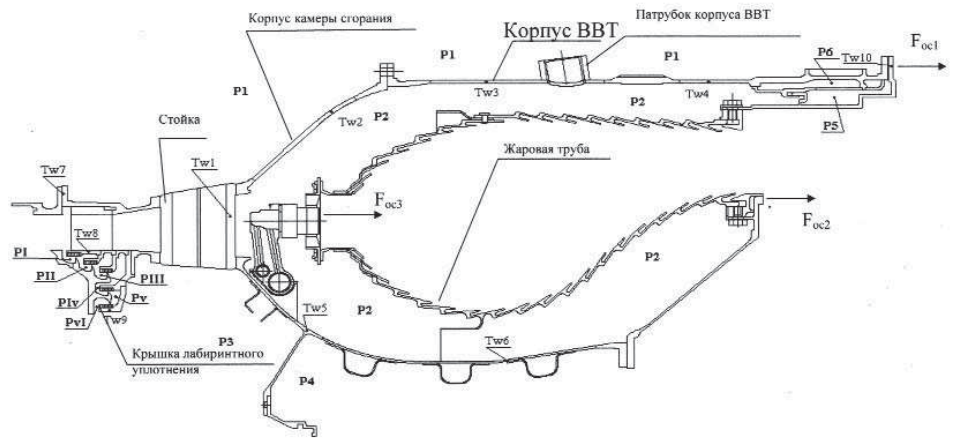


Рис. 28. Схема расположения характерных точек температуры на стенках, осевых сил на фланцах и давлений в полостях корпуса камеры сгорания и корпуса воздухо-воздушного теплообменника (ВВТ)

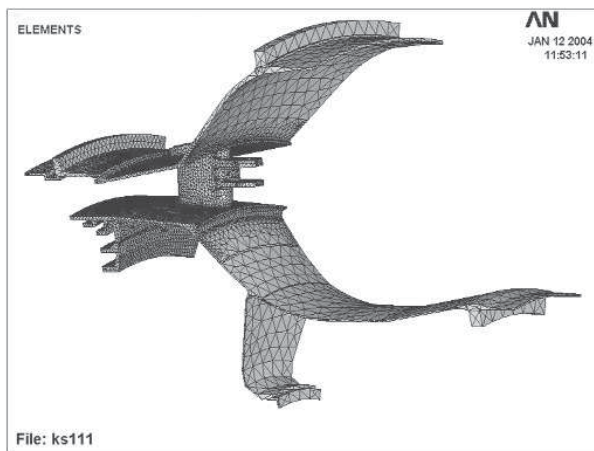


Рис. 27. Расчетная модель из конечных элементов сектора корпуса камеры сгорания

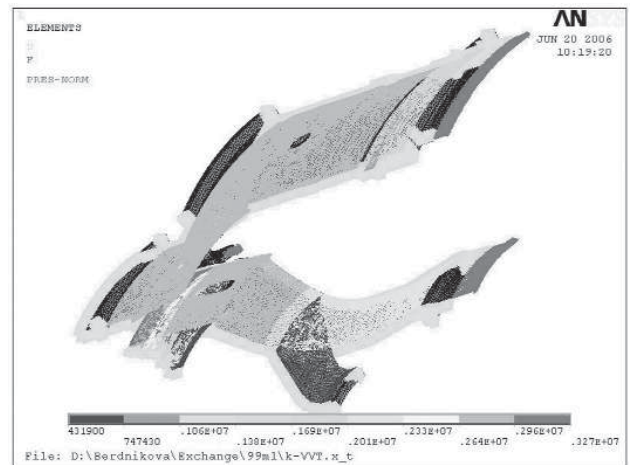


Рис. 29. Конечно-элементная модель корпуса основной камеры сгорания с граничными условиями симметрии и закрепления

модели создается расчетная модель с применением программного комплекса. Как правило, расчет напряженно-деформированного состояния камеры сгорания, жаровой трубы проводится в упруго-пластической постановке методом конечных элементов. Упруго-пластическое поведение материала описывается мультилинейной моделью с кинематическим упрочнением. Расчетная модель представляет собой сектор из наружного и внутреннего корпусов камеры сгорания, центральной стойки, крышки лабиринтного уплотнения. Расчетная модель представлена на рис. 27.

Далее на расчетной модели проставляются граничные условия симметрии и закрепления.

Затем модель нагружается в соответствии с условиями работы камеры сгорания на различных режимах в составе двигателя. Нагружение модели показано на рисунках 28 и 29.

Для учета влияния температуры на напряженно-деформированное состояние при каждом режиме работы двигателя решается задача теплопроводности с определением температурных полей и тепловых деформаций в модели. Полученные в результате расчета температурные поля представлены на рис. 30.

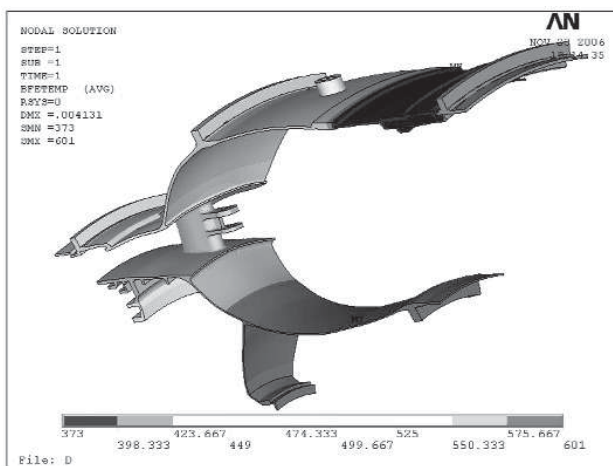


Рис. 30. Распределение температур по корпусу камеры сгорания и корпусу воздухо-воздушного теплообменника

В результате совместного действия температур, осевых сил и давлений на элементы конструкции корпуса камеры сгорания и корпуса воздухо-воздушного теплообменника при работе двигателя на рассматриваемых режимах получаем картину напряжений, которая представлена на рис. 31 и 32.

Затем проводится анализ напряженно-деформированного состояния модели камеры сгорания, если напряжения в зонах больше допустимого уровня, то вносятся изменения в конструкцию, усиливающие ее конструктивные элементы до тех пор, пока конструкция камеры сгорания будет в соответствии с нормами прочности.

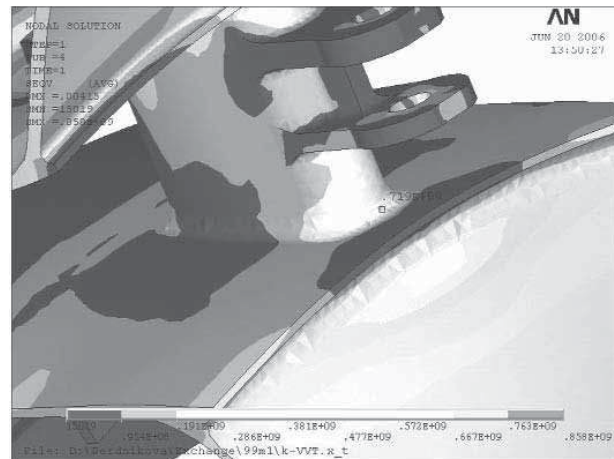


Рис. 31. Распределение эквивалентных напряжений по Мизесу (Па) в корпусе камеры сгорания

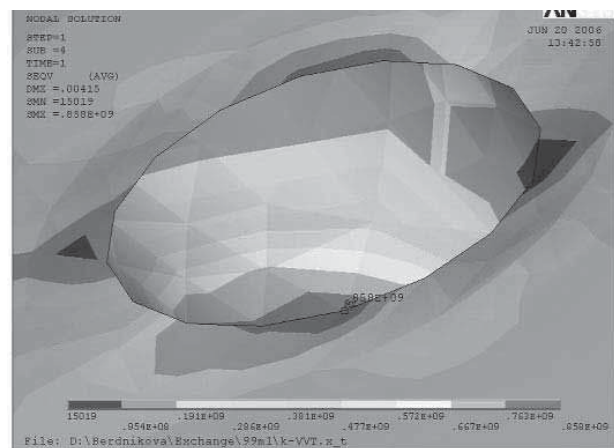


Рис. 32. Распределение эквивалентных напряжений по Мизесу (Па) в зоне патрубка корпуса ВВТ

Таким же образом проводится анализ напряженно-деформированного состояния жаровой трубы камеры сгорания.

Опыт создания и эксплуатации двигателей, ранее проведенные исследования показывают, что основными нагрузками, определяющими прочность жаровой трубы, являются возникающие при работе двигателя высокоинтенсивные, неоднородные, циклически изменяющиеся во времени температурные поля, показанные в качестве примера на фрагменте жаровой трубы на рис. 33.

Расчет напряженно-деформированного состояния жаровой трубы, возникающего при действии переменных во времени температурных полей, проводился по шагам с учетом истории нагружения с использованием программного комплекса. В качестве примера на рис. 34 показано окончательное распределение напряжений в фрагменте жаровой трубы камеры сгорания двигателя.

Итоговый вариант расчета элементов конструкции передается в конструкторскую группу, хранится в электронном виде и в виде технического отчета передается в архив.

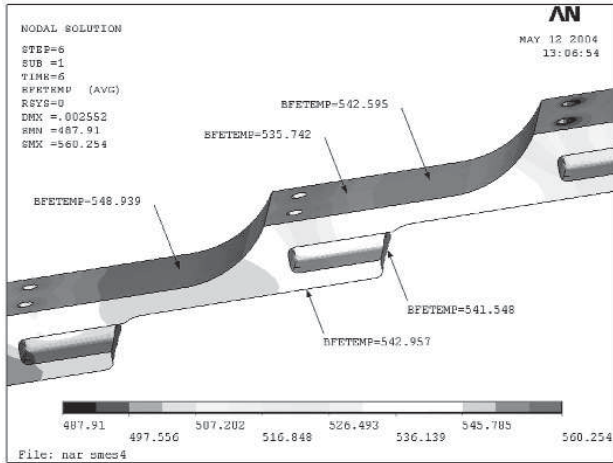


Рис. 33. Распределение температур в фрагменте жаровой трубы

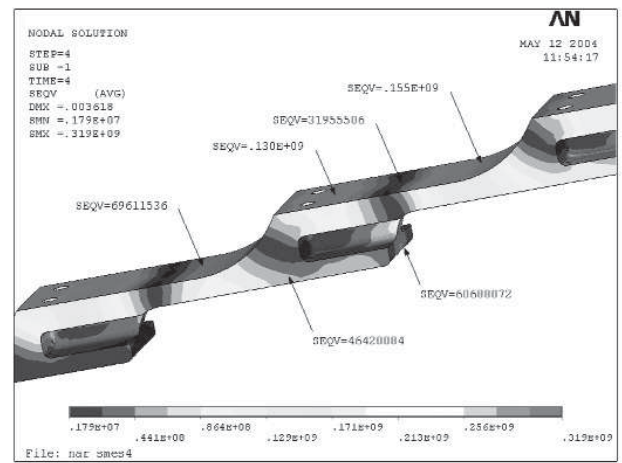


Рис. 34. Распределение эквивалентных напряжений в фрагментке жаровой трубы камеры сгорания двигателя

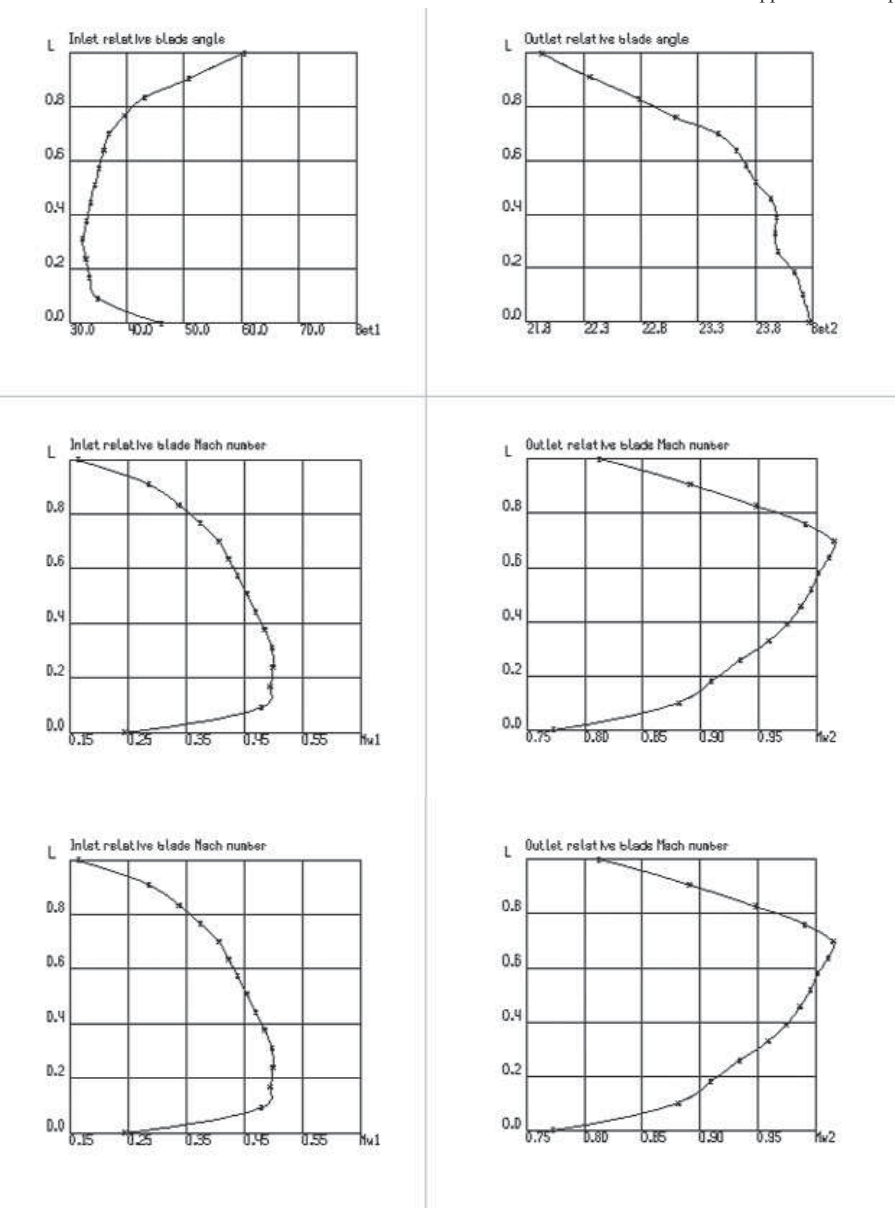


Рис. 35. Графическое представление результатов расчетов

ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ РАСЧЕТЫ. СТРУКТУРА ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ

1. По результатам термодинамических расчетов двигателя определяются основные параметры для проектирования узлов. Данные в электронном виде передаются в расчетные подразделения для проектирования основных узлов двигателя — вентилятор, компрессор, камера сгорания, турбина.

2. На основании полученных данных расчетчики-«узловики» проводят варианты расчеты для определения оптимальных и гарантированных параметров узлов. Например, при газодинамических расчетах узла турбин как основная используется двухмерная (2D) программа. Данная программа расчета газодинамических параметров многоступенчатой турбины по высоте проточной части основана на использовании квазидвухмерной модели течения газа в межвенцовых зазорах. Данная программа позволяет получить значе-

ния всех параметров, определяющих состояние газа в любом сечении как по длине газового тракта, так и по его высоте по произвольному числу сечений с учетом кривизны линий тока (uses the streamline curvature method). Расчетный алгоритм программы позволяет моделировать эффекты от влияния раскрытия проточной части, тангенциального наклона сопловых аппаратов, а также их меридионального поджатия на распределение параметров потока в осевых зазорах по высоте проточной части. Пример расчета по тракту турбины в одном из сечений представлен в табл. 1. По результатам расчетов возможно получение графической информации о протекании параметров по высоте проточной части (рис. 35).

3. На основании результатов газодинамического расчета по полученным параметрам потока (рис. 35) проводится профилирование базовых сечений лопаточного венца с одновременной проверкой качества профилирования путем расчета обтекания по обводам профиля (рис. 36). После получения удовлетворительных результатов по проектированию базовых сечений в автоматическом режиме проводится построение всего пера лопатки по произвольному числу сечений,

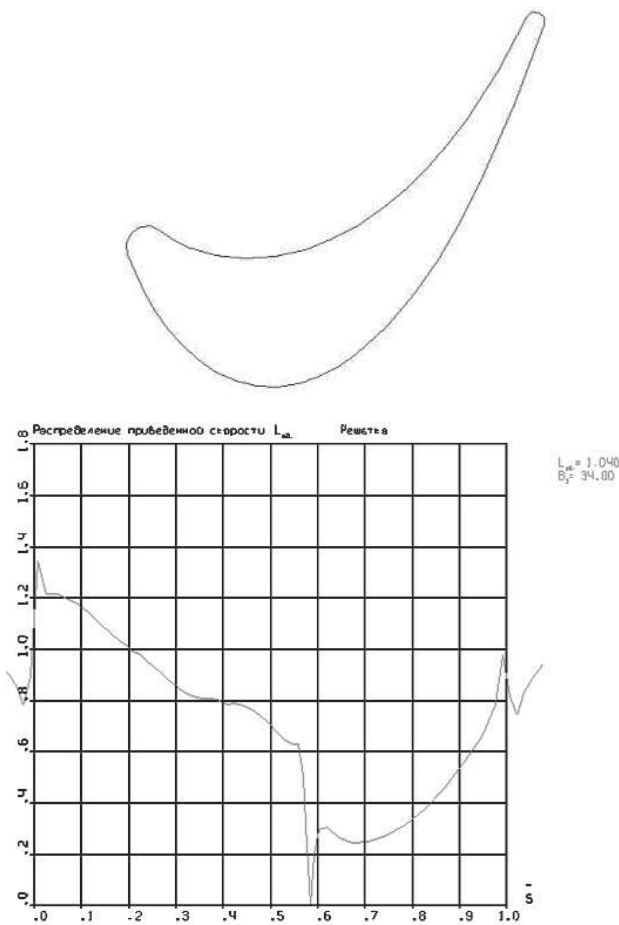


Рис. 36. Типовой пример базового сечения и результатов расчета обтекания

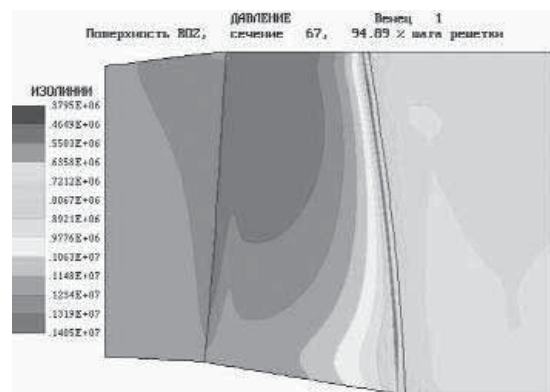
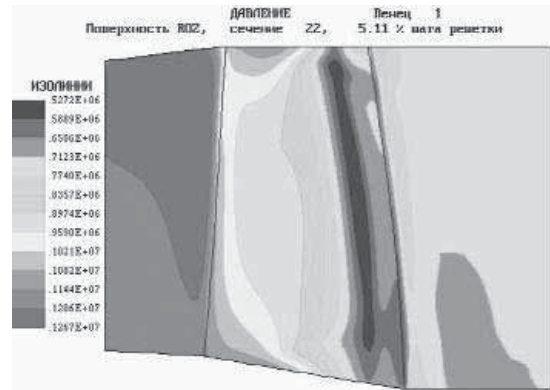
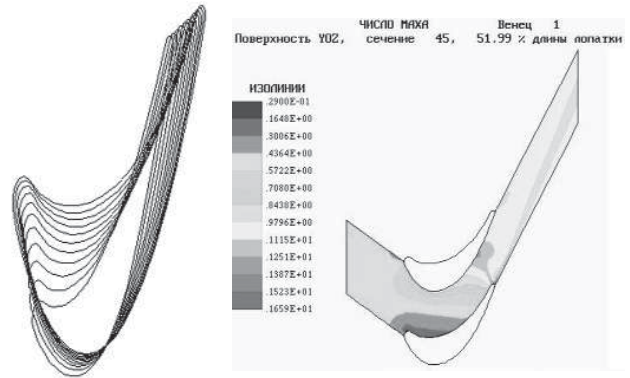


Рис. 37. Пример связки профилей и результатов 3D-расчетов

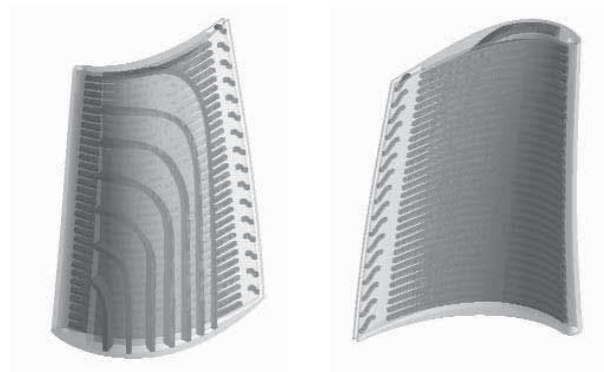


Рис. 38. Разработанная система охлаждения рабочей лопатки

Типовой пример выдачи результатов расчетов

RADIUS	Z	U	C	CM	CZ	CU	CR	W	FLOW	Gcool
(M)	(M)	(M/S)	(M/S)	(M/S)	(M/S)	(M/S)	(M/S)	(M/S)	(KG/S)	KG/S
.3705	.0998	513.386	459.663	99.494	99.339	448.766	5.568	118.637	5.902	.000
.3646	.0993	504.036	652.663	158.911	158.842	633.021	4.668	204.670	5.529	.000
.3600	.0990	497.693	702.197	172.102	172.099	680.781	1.045	251.277	5.156	.000
.3557	.0987	491.635	734.794	182.519	182.513	711.765	-1.411	285.956	4.784	.000
.3515	.0984	485.865	763.589	190.608	190.585	739.416	-2.927	317.206	4.597	.000
.3474	.0981	480.226	772.427	194.363	194.321	747.574	-4.041	330.533	4.597	.000
.3433	.0978	474.544	779.093	196.891	196.821	753.803	-5.255	341.689	4.597	.000
.3392	.0975	468.819	785.461	199.510	199.401	759.700	-6.606	352.726	4.597	.000
.3350	.0972	463.046	791.575	201.907	201.748	765.391	-8.020	363.565	4.597	.000
.3308	.0969	457.213	797.634	204.042	203.821	771.094	-9.497	374.372	4.597	.000
.3265	.0966	451.319	798.902	203.793	203.495	772.472-11.009	380.356	4.767	.000	
.3221	.0963	445.233	781.661	200.823	200.417	755.423-12.763	369.523	5.105	.000	
.3175	.0960	438.831	756.922	194.313	193.741	731.555-14.901	351.347	5.444	.000	
.3126	.0957	432.094	721.388	186.097	185.271	696.971-17.513	323.716	5.783	.000	
.3068	.0952	424.048	525.123	145.959	145.100	504.431-15.809	166.629	.000	.000	
.3386	.0975	468.583	739.088	186.835	186.592	715.083	9.530	317.862	70.054	.000

RADIUS	P*	T*	P	T	PW*	TW*	MA	MAZ	MAW	MAM
(M)	(KG/SM**2)	(K)	(KG/CM**2)	(K)	(KG/SM**2)	(K)	(-)	(-)	(-)	(-)
.3705	17.8623	1478.78	13.8419	1395.46	14.0856	1401.04	.6370	.1377	.1644	.1379
.3646	22.6198	1549.31	13.6602	1382.22	14.3927	1398.78	.9094	.2213	.2852	.2214
.3600	23.0585	1688.60	13.4763	1498.09	14.4893	1522.67	.9419	.2308	.3371	.2309
.3557	23.1496	1792.29	13.2923	1586.04	14.5224	1617.50	.9594	.2383	.3734	.2383
.3515	23.2321	1880.33	13.1121	1660.05	14.5477	1698.34	.9761	.2436	.4055	.2437
.3474	23.1944	1886.42	12.9322	1661.08	14.4739	1702.65	.9871	.2483	.4224	.2484
.3433	23.1479	1881.84	12.7478	1652.47	14.3858	1696.92	.9982	.2522	.4378	.2523
.3392	23.1006	1874.82	12.5589	1641.52	14.2960	1688.92	1.0096	.2563	.4534	.2564
.3350	23.0401	1867.07	12.3648	1629.94	14.2013	1680.34	1.0209	.2602	.4689	.2604
.3308	22.9714	1858.67	12.1649	1617.70	14.1023	1671.18	1.0325	.2638	.4846	.2641
.3265	22.9127	1825.69	11.9587	1583.30	13.9734	1638.65	1.0449	.2661	.4975	.2665
.3221	22.7830	1718.03	11.7416	1483.00	13.7355	1535.94	1.0544	.2704	.4985	.2709
.3175	22.6484	1581.62	11.5091	1357.84	13.4366	1406.50	1.0647	.2725	.4942	.2733
.3126	22.2241	1433.48	11.2639	1226.44	13.0303	1268.56	1.0649	.2735	.4778	.2747
.3068	15.9386	1360.23	11.0476	1249.96	11.4795	1261.13	.7673	.2120	.2435	.2133
.3386	22.5447	1721.24	12.5389	1511.29	14.0589	1550.41	.9878	.2494	.4248	.2497

RADIUS	ALPHA	BETA	DZI(G/D)	DZI(SUM)	RHO	JW*	J*	J	CURV	SLOPE
(M)	(GRAD)	(GRAD)	(-)	(-)	(KG/M**3)	(KJ/KG)	(KJ/KG)	(KJ/KG)	(1/M)	(GRAD)
.3705	12.482	60.500	.00000	.00000	3.3742	1574.06	1672.67	1567.02	-4.2737	3.2082
.3646	14.086	50.878	.00000	.00000	3.3617	1573.92	1765.96	1552.98	-.8179	1.6832
.3600	14.187	43.228	.00000	.00000	3.0598	1736.05	1951.03	1704.48	-.9020	.3478
.3557	14.382	39.663	.00000	.00000	2.8505	1863.33	2092.41	1822.44	-.9158	-.4428
.3515	14.453	36.931	.00000	.00000	2.6864	1975.46	2216.68	1925.15	-.8899	-.8799
.3474	14.571	36.011	.00000	.00000	2.6479	1981.12	2224.82	1926.50	-.8497	-1.1913
.3433	14.633	35.176	.00000	.00000	2.6237	1973.58	2218.70	1915.21	-.8135	-1.5295
.3392	14.707	34.431	.00000	.00000	2.6021	1963.06	2209.33	1900.85	-.7800	-1.8973
.3350	14.767	33.714	.00000	.00000	2.5801	1951.78	2198.99	1885.69	-.7474	-2.2765
.3308	14.806	32.998	.00000	.00000	2.5576	1939.76	2187.79	1869.68	-.7144	-2.6676
.3265	14.758	32.360	.00000	.00000	2.5688	1897.10	2143.89	1824.77	-.6799	-3.0967
.3221	14.859	32.867	.00000	.00000	2.6929	1757.96	1995.19	1689.69	-.6579	-3.6438
.3175	14.833	33.499	.00000	.00000	2.8830	1588.13	1812.87	1526.41	-.6621	-4.3979
.3126	14.886	34.971	.00000	.00000	3.1240	1411.06	1618.86	1358.66	-.6946	-5.4000
.3068	16.048	46.090	.00000	.00001	3.0065	1399.63	1523.62	1385.74	-3.6108	-6.2180
.3386	14.703	37.573	.00000	.00000	2.8219	1776.04	1998.65	1725.52	-.9925	2.9238

одновременно проводятся трехмерные (3D) расчеты лопаточных венцов и ступеней в целом (см. рис. 37).

4. На следующем этапе проектирования выполняется разработка системы охлаждения лопаточного венца

и расчет его температурного состояния в автоматическом интерактивном режиме по программам и критерияльным зависимостям, принятым в авиационной промышленности (см. рис. 38, 39).

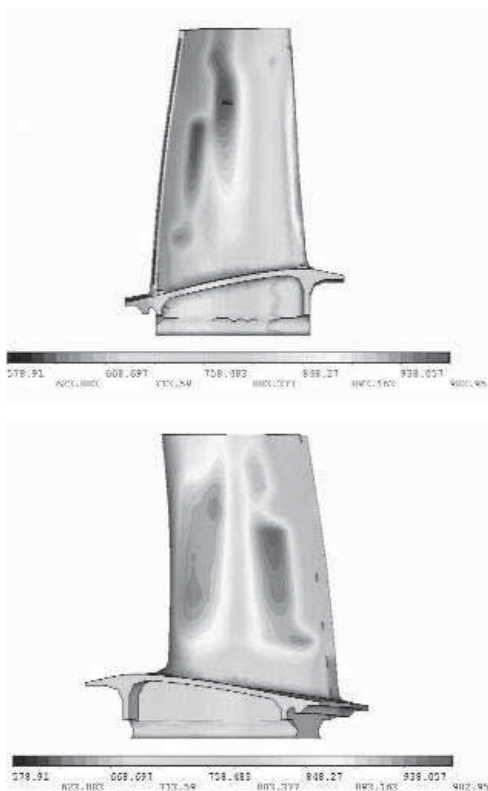


Рис. 39. Результаты расчета теплового состояния рабочей лопатки

5. Полученные результаты профилирования (координаты) внешних обводов лопаточного венца и его внутренней полости, соответствующие разработанной системе охлаждения, передаются в конструкторское подразделение.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ КОНСТРУКЦИИ СМЕСИТЕЛЕЙ НА ПРОЦЕССЫ В ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЕ МОДИФИЦИРОВАННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В связи с разработкой двигателей новых модификаций в бюро форсажной камеры (ФК) совместно с бюро газодинамических расчетов было проведено численное моделирование и анализ процесса смешения потоков наружного и внутреннего контура на выходе из смесителей для форсажной камеры различных модификаций двигателя.

Для оценки влияния конструкции смесителя на картину смешения были выполнены трехмерные газодинамические расчеты, в основу которых положено численное интегрирование системы дифференциальных уравнений Навье – Стокса.

Ниже представлен базовый смеситель с семейством смесителей, созданных на его основе (рис. 40):

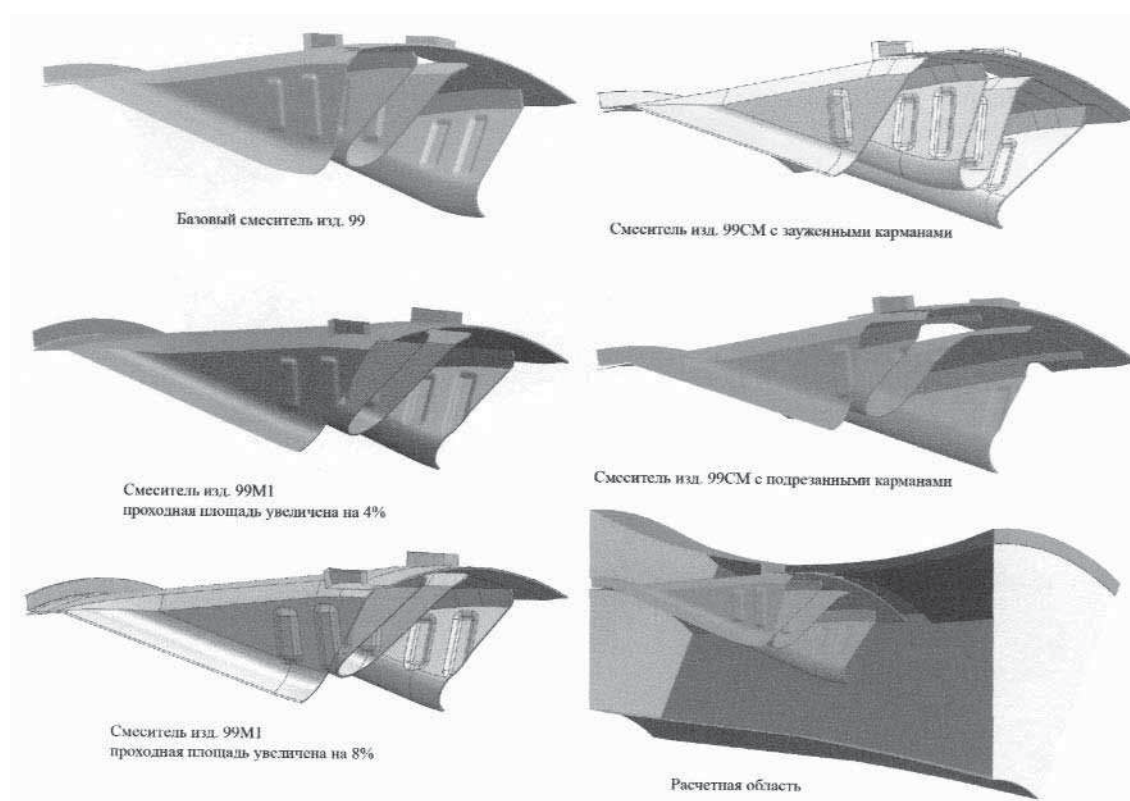


Рис. 40. Различные варианты конструкции смесителя и геометрия расчетной области

- смеситель изделия М1 с увеличенной на 4% площадью проходного сечения по наружному контуру;
- смеситель изделия М1 с увеличенной на 8% площадью проходного сечения по наружному контуру;
- смеситель изделия СМ с зауженными карманами;
- смеситель изделия СМ с вырезкой части карманов в осевом направлении.

Анализ результатов газодинамических расчетов выявил существенную неоднородность потока за смесителем, проявляющуюся в том, что воздух наружного контура и газ внутреннего контура

слабо перемешиваются перед фронтным устройством. Более того, конструктивные особенности смесителей приводят к тому, что холодный воздух из наружного контура проникает в центральную зону проточной части ФК, при этом горячий газ внутреннего контура оттесняется к периферии и к затурбинному обтекателю. Этот процесс хорошо виден на рис. 41, где показано распределение температуры в расчетных сечениях — красным цветом обозначена высокая температура, черным — холодный воздух наружного контура.

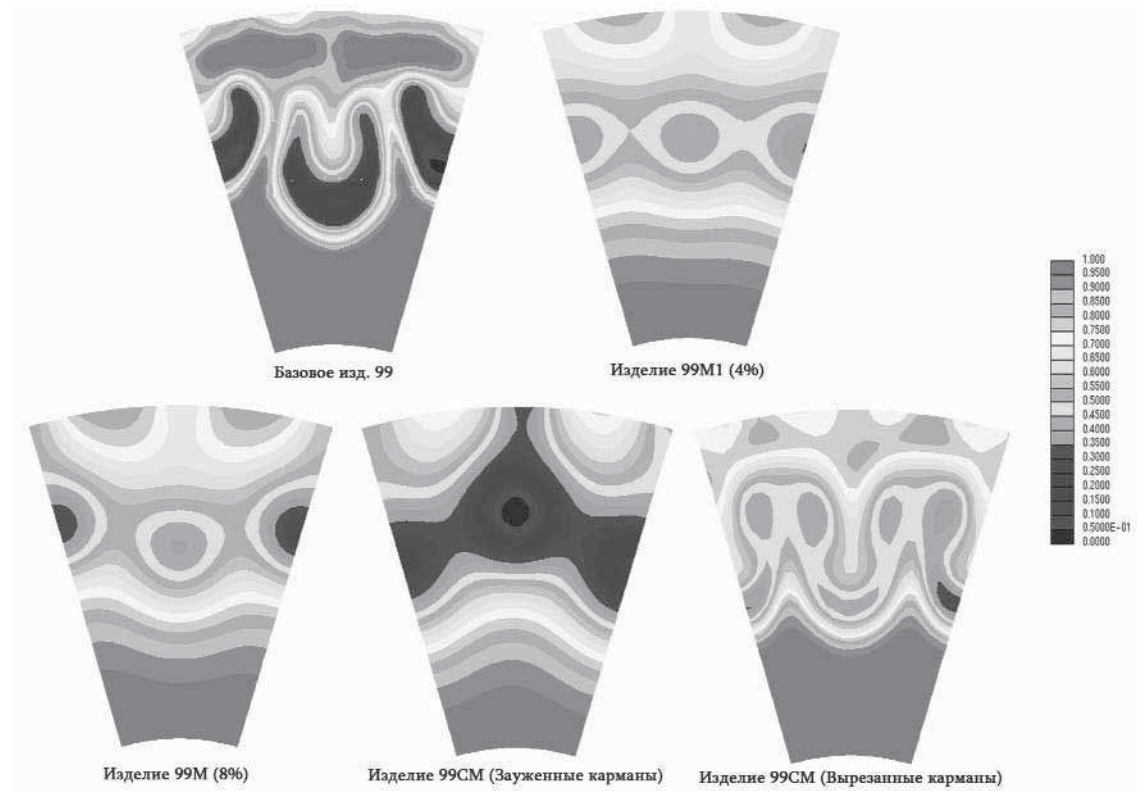


Рис. 41. Распределение безразмерной температуры газа в расчетном сечении (температура газа отнесена к температуре за турбиной)

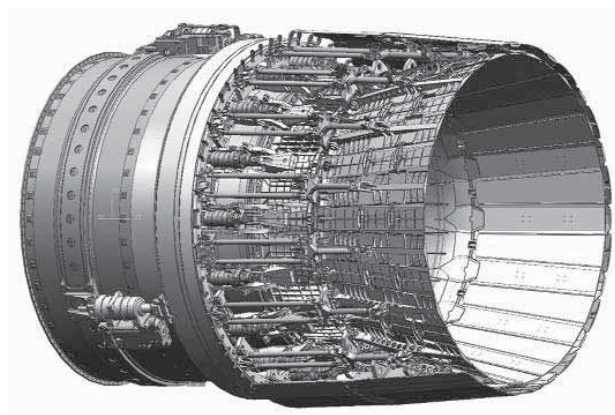


Рис. 42. Трехмерная модель поворотного сопла

РЕГУЛИРУЕМОЕ СОПЛО С УВТ

Ниже приведена технология разработки РС с ОВТ конструкторским бюро перспективных разработок ММПП «Салют»:

На этапе эскизного проекта ОКР в CAD/CAM/CAE-системе Unigraphics была создана полная трехмерная модель поворотного сопла (см. рис. 42), включающая в себя около 3000 деталей и узлов, из которых оригинальных более 500.

Это позволило еще до изготовления деталей проверить собираемость конструкции, наличие и величины зазоров, определить вес и центр тяжести поворотного сопла, причем данные характеристики при изменении входящих деталей или изменении конструкции изменяются автоматически.

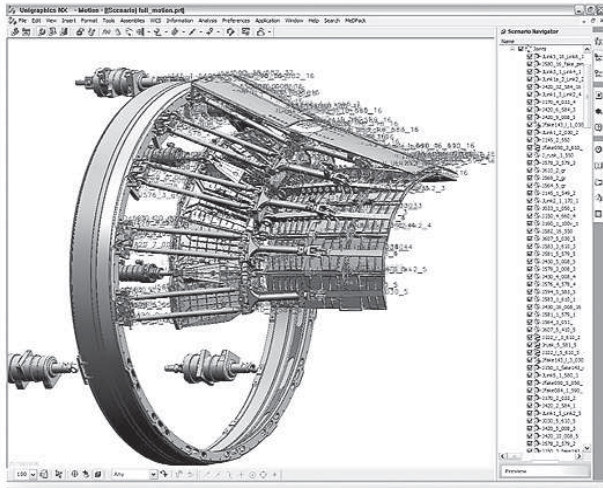


Рис. 45. Твёрдотельная параметризованная модель четверти соплового венца

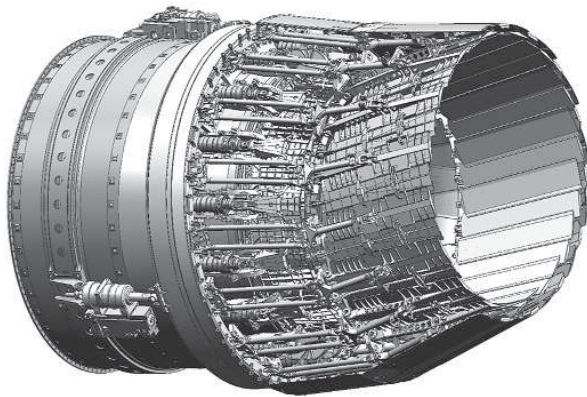


Рис. 46. Твёрдотельная параметризованная модель соплового венца

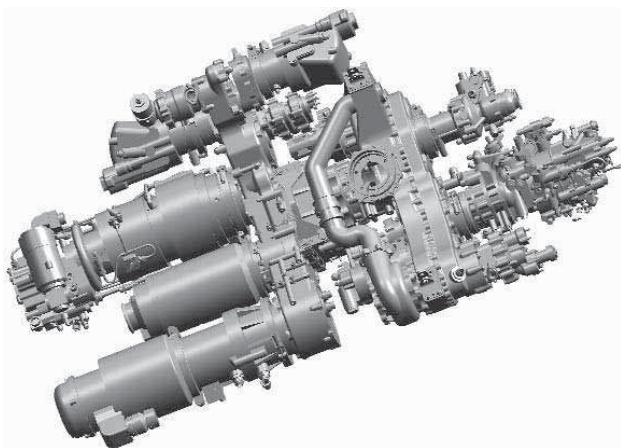


Рис. 47. Модуль КПА (коробок приводов агрегатов) двигателя АЛ-31Ф 30-й серии

и большим количеством связей между элементами. Выросшие требования к надежности конструкции, снижению веса и количества деталей требуют оперативности в решении задач динамического анализа работы сопла. При проектирова-

нии механизма поворотного сопла проводятся кинематический и динамический анализ.

Твёрдотельная параметризованная модель (рис. 45), содержащая четверть соплового венца, используется для оценки работоспособности, контроля сохранения зазоров и отсутствия пересечений между деталями при работе сопла, определения нагрузок для оптимизации и инженерного анализа, получения геометрии неотклоняемой и отклоняемой проточной части для различных значений $D_{кр}$, $D_{ср}$ и углов отклонения вектора тяги для газодинамического расчета, для отладки управляющей программы системы управления. Такой вариант кинематической модели выбран для снижения требований к мощности компьютера и сокращения времени расчетов, в то же время он позволяет полностью описать кинематику, динамику и систему управления всего соплового венца (рис. 46).

Имеющиеся в распоряжении ММПШ «Салют» технологии проектирования и изготовления позволили получить конструкцию РС с УВТ, приемлемую по массе и ресурсу (межремонтный ресурс до 1500 ч).

На рис. 47 приведена трехмерная модель модуля КПА двигателя. Модель была создана в системе Unigraphics и включает в себя около 1000 деталей и узлов.

Для выполнения модуля была создана база 3D-моделей двигательных и самолетных агрегатов, устанавливаемых на коробку. Это позволило проверить собираемость модуля, наличие и величины зазоров между агрегатами.

Кроме того, трехмерная модель используется при проектировании и монтаже коммуникаций двигателя для проверки наличия и величины зазоров между элементами модуля и корпусными деталями двигателя.

Трехмерные модели деталей, входящих в модуль, используются для расчетов на прочность. На основе моделей узлов и деталей были выпущены рабочие чертежи в AutoCAD.

ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В ПРОЕКТИРОВАНИИ ИСПЫТАТЕЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Создание и доводка воздушно-реактивного двигателя и его узлов требуют проведения большого объема испытаний.

Для обеспечения испытаний разрабатывается и изготавливается разнообразное испытательное оборудование, такое как испытательные стенды (рис. 48), установки (рис. 49), приспособления (рис. 50), измерительные приборы (рис. 51, 52) и многое другое.

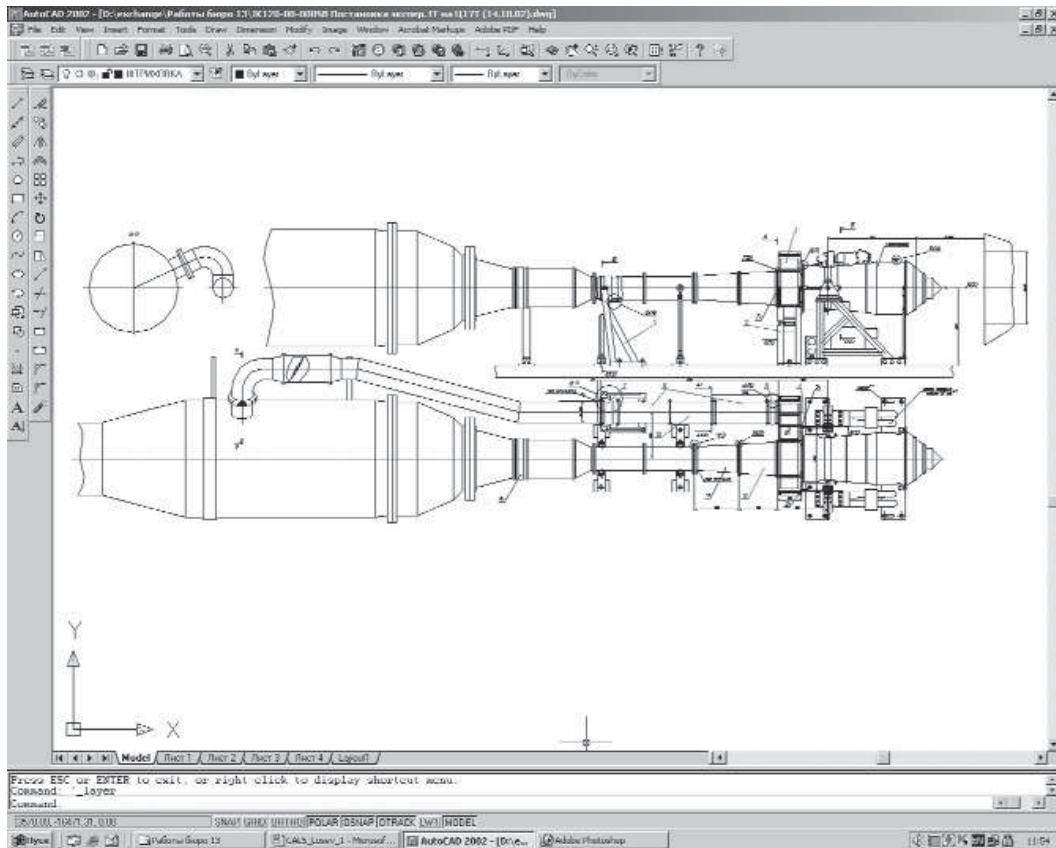


Рис. 48. Установка для испытаний газогенератора на стенде ЦИАМ

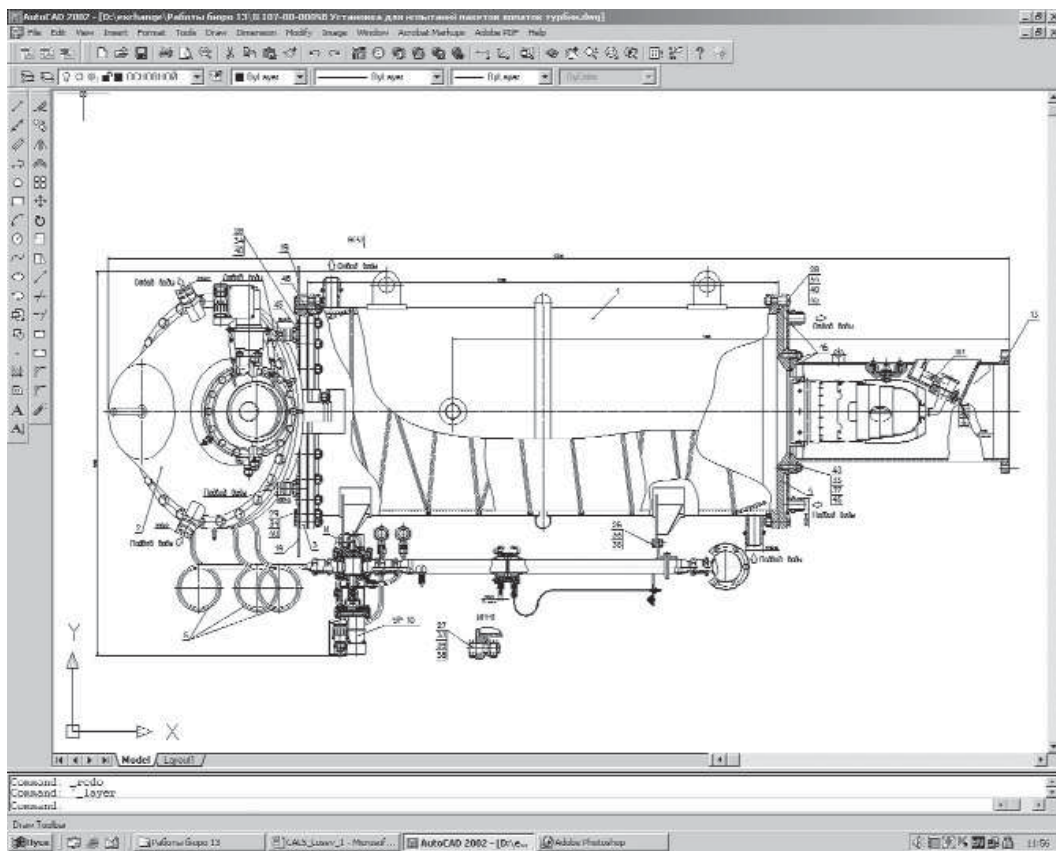


Рис. 49. Установка для испытания пакетов лопаток турбин

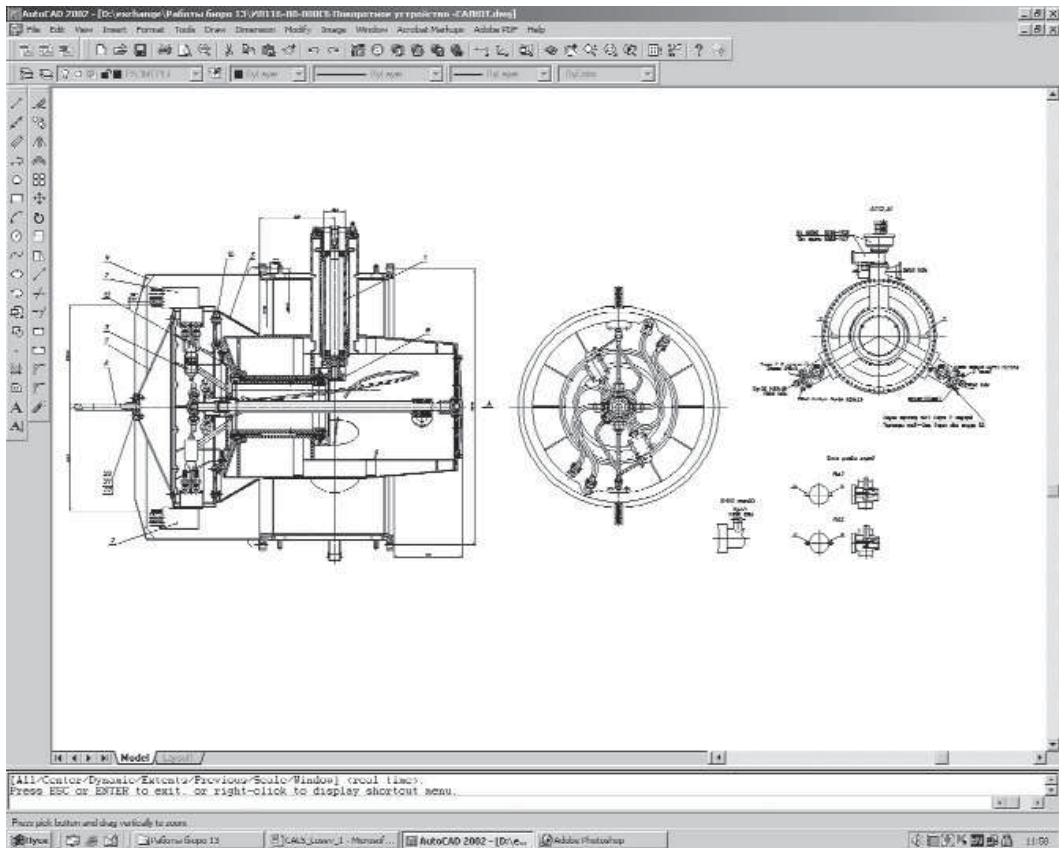


Рис. 50. Поворотное устройство

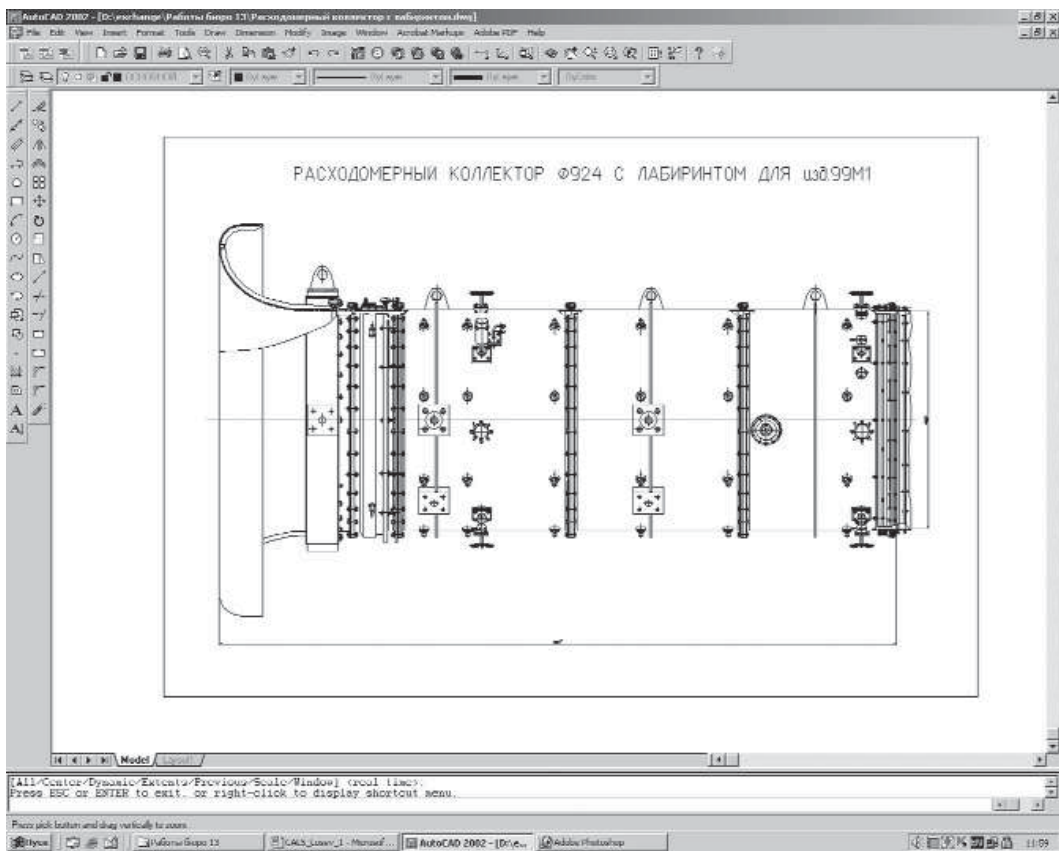


Рис. 51. Расходомерный коллектор с лабиринтом

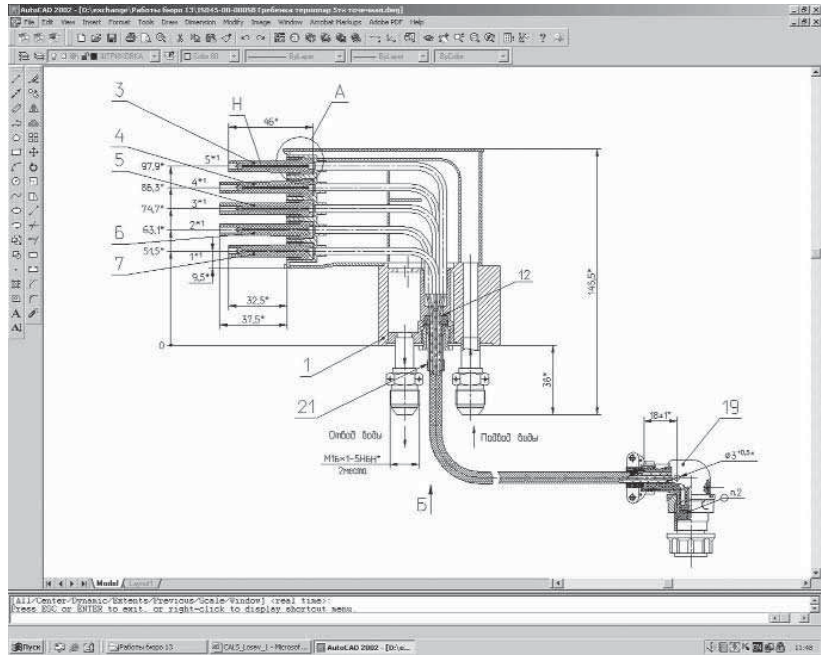


Рис. 52. Гребенка терморпар пятиточечная

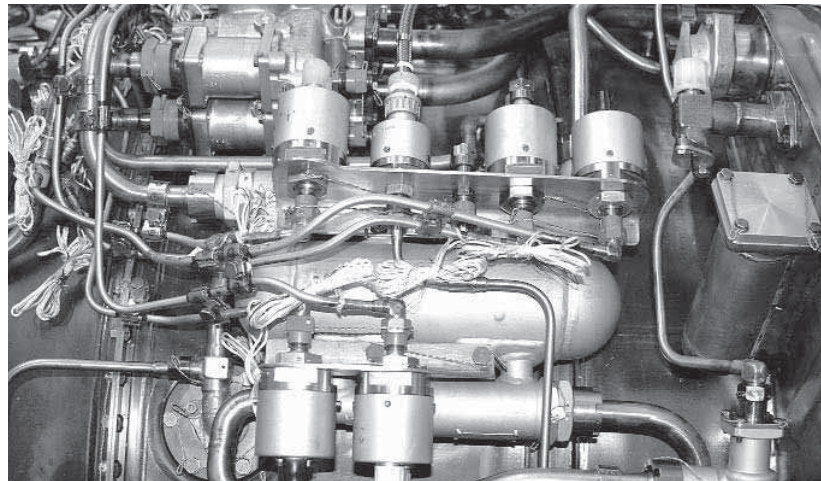


Рис. 53. Цифровая фотография коммуникаций двигателя

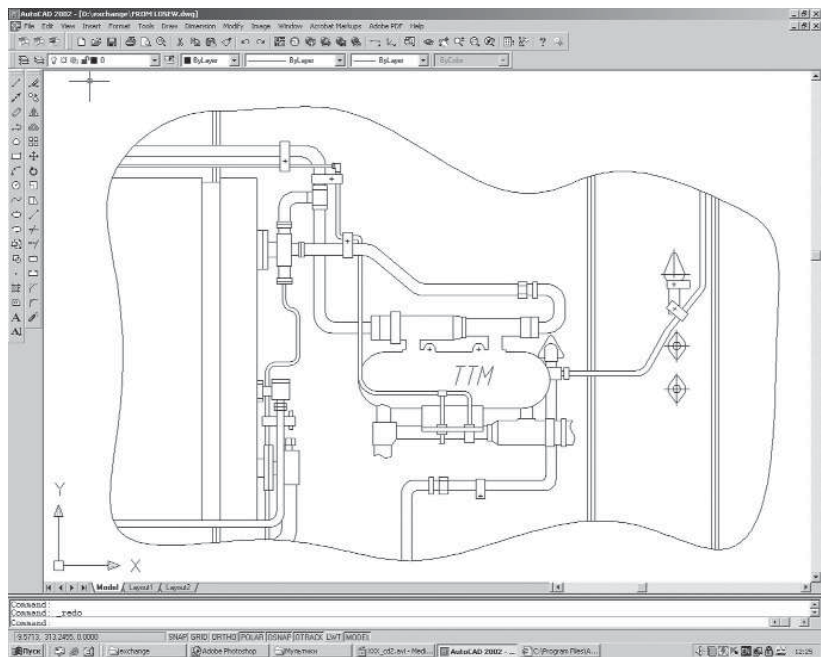


Рис. 54. Чертеж схемы коммуникаций

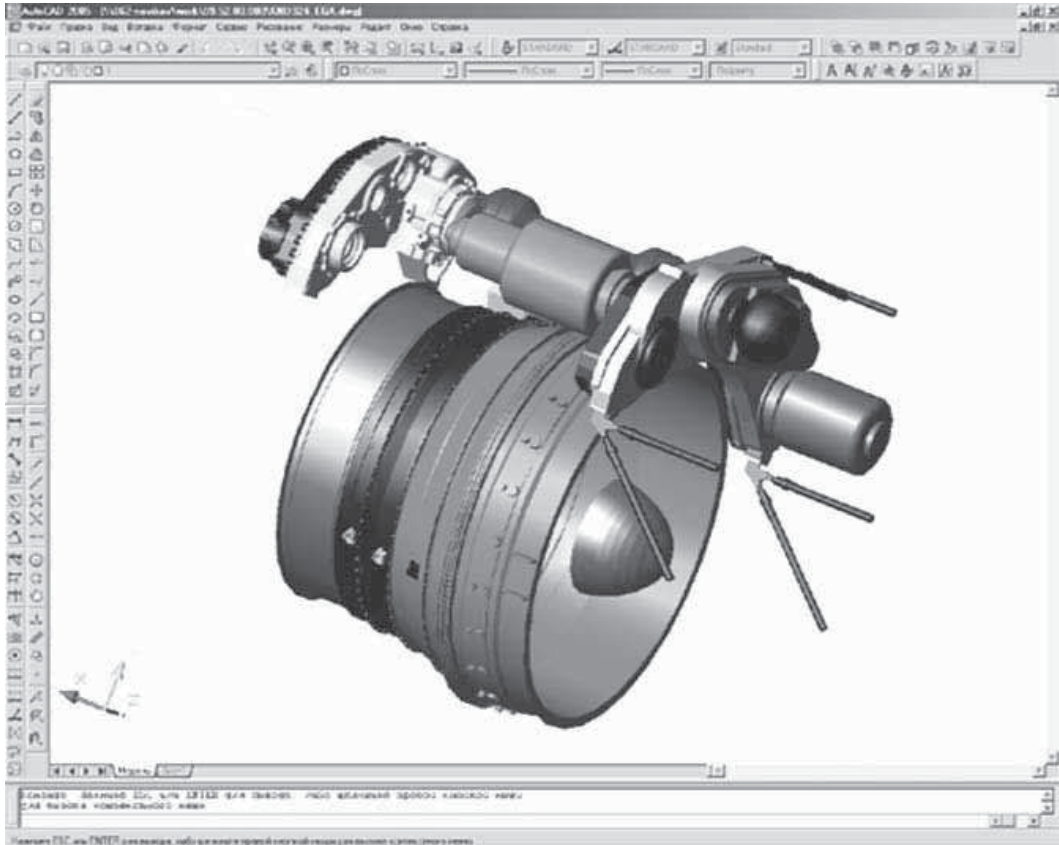


Рис. 55. Взаимное расположению узлов и агрегатов двигателя

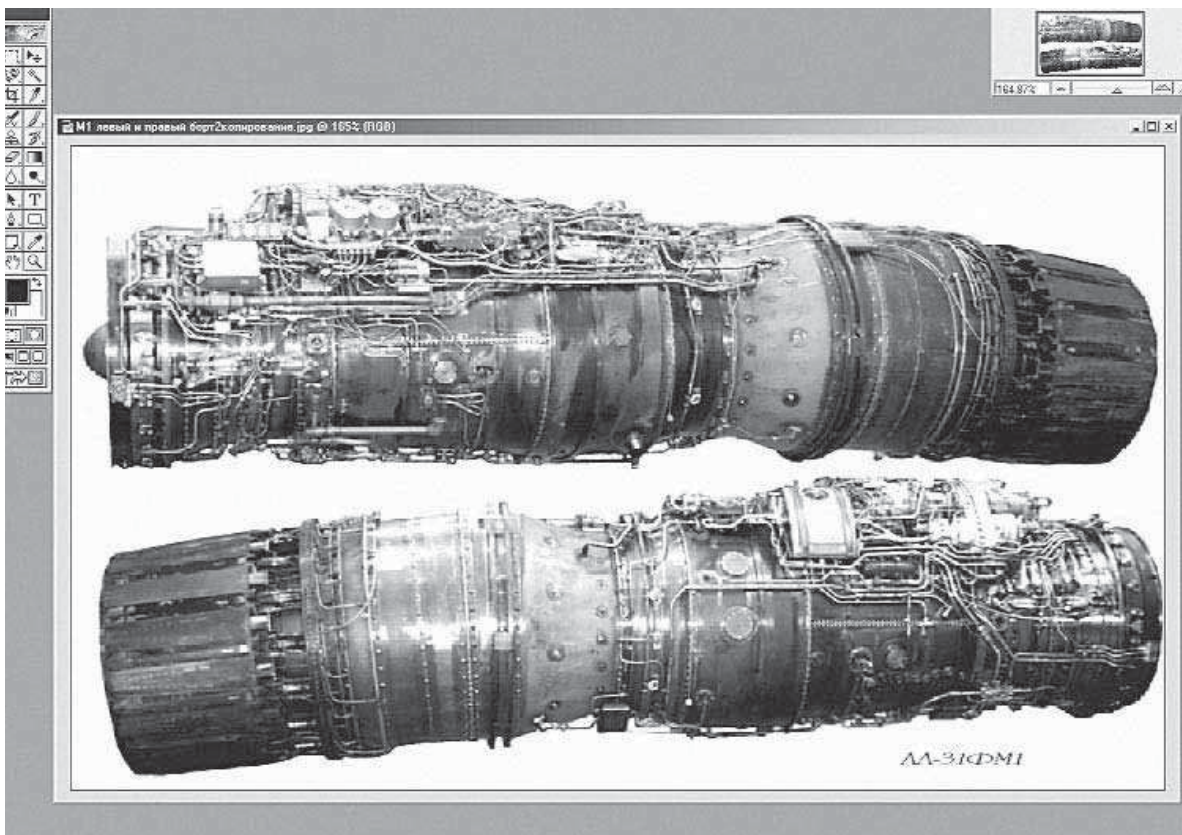


Рис. 56. Фотоэталон прокладки коммуникаций и установки оборудования

При проектировании испытательной оснастки применяется весь комплекс CALS-технологий.

Разработка технического задания на проектирование требует различного рода расчетов, тепловых, газо- и аэродинамических, прочностных. При этом применяются CAE-программы.

Для собственно проектирования применяется САD-программа AutoCAD.

Для передачи конструкторской документации в производство используются PDM-система. При помощи PDM производится распределение работ по цехам предприятия (расцеховка), обеспечение цехов необходимыми материалами, выдача заданий цехам, передача готовых деталей на окончательную сборку испытательного оборудования в испытательных боксах.

При создании конструкторской документации, касающейся коммуникаций двигателя, очевидную помощь оказывает использование цифровых фотографий объекта для последующих работ по созданию монтажных схем (рис 53).

С помощью имеющихся снимков конструктор при выполнении схем коммуникаций может ориентироваться на объекте, не прибегая к предварительному рисованию вручную, стоя возле объекта. Это, несомненно, ускоряет и облегчает, одновременно делая более качественным, труд конструктора.

Снимки коммуникаций позволяют определять оптимальные места для препарации трубопроводов с целью определения вибронапряжений.

На основе снимков двигателя выпускается также фотоальбом изделия, который в дальнейшем используется как яркое наглядное пособие в работе производства при сборке двигателя, так и в работе конструкторов.

При работе по созданию конструкторской документации конструктор, имея снимки, путем использования графических чертежных программ (типа AutoCAD, Unigraphics и т.п.) выполняет чертеж схемы коммуникаций (рис. 54).

При проектировании монтажа коммуникаций используются также трехмерное моделирование для оптимизации прокладки трасс трубопроводов и электрожгутов с учетом взаимного расположения узлов и агрегатов двигателя (рис. 55, 56).

Список сокращений к статье

1.	ЛА	летательный аппарат
2.	СУ	силовая установка
3.	ММ	математическая модель
4.	ОКБ	опытно-конструкторское бюро
5.	ГТД	газотурбинный двигатель
6.	ОКС	основная камера сгорания
7.	ФКС	форсажная камера сгорания
8.	САУ	система автоматического управления
9.	ТЗ	техническое задание
10.	ВСХ	высотно-скоростная характеристика
11.	ДРХ	дроссельная характеристика
12.	КНД	компрессор низкого давления
13.	ТНД	турбина низкого давления
14.	CFD	Computational fluid dynamics
15.	НДС	напряженно-деформированное состояние
16.	ВВТ	воздухо-воздушный теплообменник
17.	ФК	форсажная камера
18.	РС	регулируемое сопло
19.	УВТ	управляемый вектор тяги
20.	ОВТ	отклоняемый вектор тяги
21.	ОКР	опытно-конструкторские работы
22.	КПА	коробок приводов агрегатов

Литература

1. *Работы* ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) // Под общ. ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина. — М.: ЦИАМ, 2004. — 424 с.
2. *CALS* в авиастроении / Братухин А.Г., Давыдов Ю.В., Елисеев Ю.С. и др.; под ред. А.Г. Братухина. — М.: Изд-во МАИ, 2000. — 304 с.
3. *Информационные технологии в наукоемком машиностроении: Компьютерное обеспечение индустриального бизнеса* / Под общ. ред. А.Г. Братухина. — Киев: Техника, 2001. — 728 с.
4. *CALS — непрерывная информационная поддержка жизненного цикла изделий в авиастроении* / Науч. ред. А.Г. Братухин. — М.: Изд-во МАИ, 2002. — 676 с.
5. *Елисеев Ю.С., Крымов В.В., Малиновский К.А. и др.* Испытания, обеспечение надежности и ремонт авиационных двигателей и энергетических установок. — М.: Изд-во МАИ, 2005. — 540 с.