

№ 2 (2) 1999

Двигатель

Научно-технический журнал



При анализе более чем 50-летнего пути отечественной космонавтики уместно задать вопрос: все ли, глядя с современных позиций, развивалось так, как надо...

РЕДАКЦИОННЫЙ СОВЕТ ЖУРНАЛА "ДВИГАТЕЛЬ"

Абрамов Г.А.,

директор Российского Речного Регистра

Анисин Д.Д.,

зам. руководителя Департамента мореплавания Минтранспорта РФ

Высоцкий М.С.,

директор Научного центра проблем механики машин НАН Республики Беларусь

Галко В.Г.,

первый зам. министра промышленности Республики Беларусь

Глухих В.К.,

председатель Совета директоров ОАО "Рыбинские моторы"

Грибакин В.И.,

ген. директор Внешнеэкономического АО "Интерпрофавиа"

Гриценко Е.А.,

ген. конструктор СНТК им. Н.Д. Кузнецова, Самара

Данилов О.М.,

ген. директор ЗАО "Центральная компания МФПГ "БелРусАвто", Москва

Долецкий В.А.,

президент АО "Русские моторы", Ярославль

Зазулов В.И.,

гл. конструктор ОКБ "ЭГА", Москва

Каблов Е.Н.,

директор ГНЦ ВИАМ

Клименко В.Р.,

гл. инженер ОАО "Аэрофлот – РМА"

Книгель А.Я.,

руководитель Департамента авиационной промышленности Минэкономики РФ

Коржов М.А.,

гл. конструктор двигателей ОАО "АвтоВАЗ", Тольятти

Крымов В.В.,

гл. инженер ММПП "Салют", Москва

Кузнецов А.Н.,

начальник Управления средств выведения и наземной космической инфраструктуры РКА

Кутенев В.Ф.,

ген. директор ГНЦ НАМИ

Леонтьев Н.И.,

ген. конструктор, ген. директор КБХМ им. А.М. Исаева

Муравченко Ф.М.,

ген. конструктор МКБ "Прогресс", Запорожье

Мышелов Е.П.,

декан фак. №2 МАИ, ректор Международного инженерного университета

Новиков А.С.,

технический директор, ген. конструктор ОАО "Рыбинские моторы"

Романов В.И.,

ген. директор НПП "Машпроект" им. С.Д. Колосова", Николаев

Симонов К.М.,

начальник Департамента локомотивного хозяйства МПС РФ

Скибин В.А.,

директор ГНЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова

Степанков В.Г.,

председатель Совета директоров ОАО "Пермский моторный завод"

Троицкий Н.И.,

директор НИИ двигателей

Чепкин В.М.,

ген. конструктор ОАО "А. Люлька-Сатурн"

Чуйко В.М.,

президент Ассоциации "Союз авиационного двигателестроения"

Шапошников Е.И.,

советник Президента РФ по авиации и космонавтике

УЧРЕДИТЕЛЬ

ООО "Редакция журнала "Двигатели"

ИЗДАТЕЛЬ

ООО "Редакция журнала "Двигатели"

РЕДАКЦИЯ

Главный редактор

Александр Бажанов

Заместитель главного редактора

Дмитрий Боев

Ответственный секретарь

Александр Медведь

Финансовый директор

Галина Чекина

Редактор

Андрей Касьян

Литературный редактор

Лидия Рождественская

Художественный редактор

Людмила Жемуранова

Дизайн и верстка

Александр Коваленко

Владимир Шубаро

Техническая поддержка

Александр Бобылев

В номере использованы фотографии, эскизы и рисунки:

Дмитрия Боева,

Александра Гомберга,

Юрия Карюхина,

Сергея Сергеева,

Геннадия Серова,

Владимира Шубаро

Адрес редакции журнала "Двигатель":

112250, Россия, Москва,

ул. Авиамоторная, 2

Тел.: (095) 362-39-25

Факс: (095) 362-39-25

E-mail: engines.mail @ usa.net

http://www.engines.da.ru

Редакция не несет ответственности за достоверность информации в публикуемых материалах.

Мнение редакции не всегда совпадает с мнением авторов.

Перепечатка опубликованных материалов без письменного согласия редакции не допускается.

Научно-технический журнал зарегистрирован в Государственном Комитете РФ по печати
Пер. № 018414 от 11.01.1999 г.

Отпечатано на фабрике офсетной печати
Москва, ул. Авиамоторная, 2
Тираж 5000 экз.
Цена свободная

СОДЕРЖАНИЕ

4 **РКА: перспективы в области средств выведения.**

Ю. Коптев

8 **Оправа для огня.**

В. Миронов, Ю. Кочетков, Н. Давыденко

10 **Двигатели комплекса "Мир".**

Б. Соколов, А. Борисенко, Ф. Лебедев

12 **Большое видится на расстоянии.**

С. Петренко, А. Иванов

14 **Правило — не догма, а руководство к действию.**

Г. Абрамов, П. Бажан, Н. Нечепуренко

18 **ММП "Салют" — разработка и внедрение новых технологий.**

24 **К испытаниям авиадвигателей 21 века.**

В. Скибин, В. Насонов, С. Петров

27 **Огнедышащий "Холод".**

А. Рудаков, В. Семенов, М. Строкин

30 **Компьютеризация — основа повышения оперативности и качества управления.**

В. Лесунов, А. Речкалов

32 **Турбины с "блиск"ом и без.**

Л. Маггеррамова, Т. Захарова,

М. Громов, В. Самаров

34 **ИНРТЕТ — технологический рынок в 21 век.**

Г. Фридман

36 **Американские танкисты выбирают.**

В. Подгаецкий

38 **Двухтактные двигатели в авиации.**

А. Гомберг

40 **Проблемы экологии авиационных двигателей.**

С. Волков

42 **Новое топливо для городского транспорта.**

Т. Смирнова, С. Захаров, И. Болдырев,

С. Аникин

44 **От батареек, через аккумуляторы, к топливным элементам.**

В. Спиридонов

46 **Двигатель и власть.**

О. Куприенко

49 **Легко ли идти вперед?**

Л. Берне, В. Перов

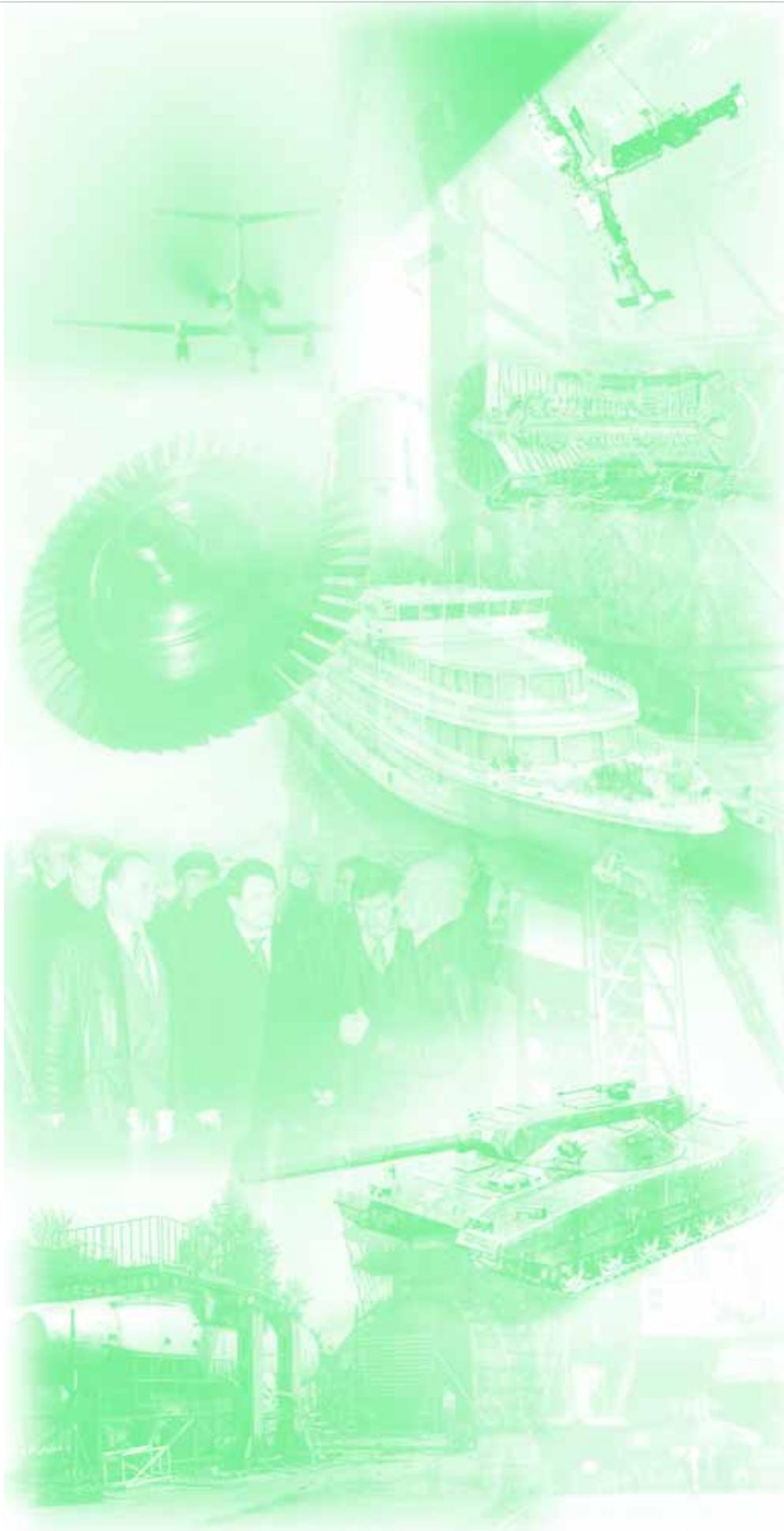
52 **И не только в трубе дело.**

В. Гуров, В. Северенков

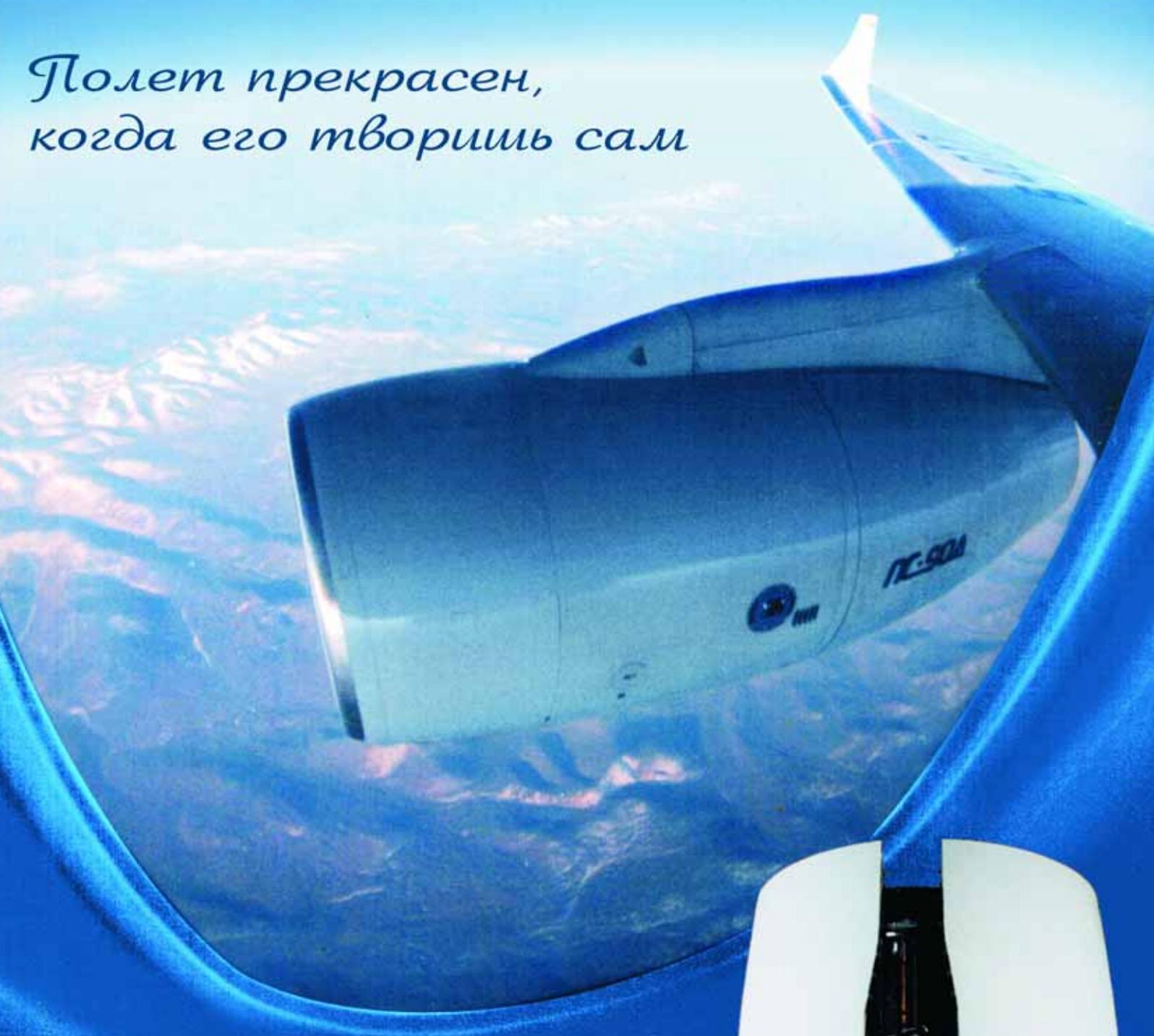
54 **"Стар" вовсе не стар.**

Ю. Дудкин

17, 22, 23, 41 **Информация**



*Полет прекрасен,
когда его творишь сам*



ПЕРМСКИЙ
МОТОРНЫЙ
ЗАВОД



АВИАДВИГАТЕЛЬ



*В XXI век - с новыми идеями
и взаимоотношениями*



"Двигатели - 2000"

МЕЖДУНАРОДНАЯ ВЫСТАВКА

с 18 по 22 апреля 2000 г. в павильоне №20 ВВЦ

В рамках выставки 19-20 апреля
научно-технические симпозиумы:

"История двигателей в XX веке"
"Двигатель и экология"

**ОРГАНИЗАТОР ВЫСТАВКИ И СИМПОЗИУМОВ - АССАД
- АССОЦИАЦИЯ "СОЮЗ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ"**

105118, Москва, проспект Буденного, 19, АССАД тел./факс: (095) 366-09-16, 366-45-88

РКА: ПЕРСПЕКТИВЫ В ОБЛАСТИ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ

Юрий Коптев,
генеральный директор РКА

Федеральным органом исполнительной власти по космической деятельности в нашей стране является Российское космическое агентство (РКА), созданное в соответствии с Указом Президента Российской Федерации от 25 февраля 1992 г.

Агентство является правопреемником упраздненного Министерства общего машиностроения в части реализации космической деятельности РФ, а также международных договоров и соглашений по космосу. Положение "О Российском космическом агентстве" утверждено постановлением Правительства РФ от 15 мая 1995 г.

РКА осуществляет свою деятельность совместно с Российской академией наук, Минобороны, МИДом, Минэкономики, Минфином и другими федеральными органами исполнительной власти России.

Структура РКА определяется поставленными задачами. Агентство возглавляет генеральный директор. В состав руководства входят первый заместитель и три заместителя генерального директора. Структурно РКА состоит из 13 подразделений, в число которых входят управление формирования программ по ракетно-космической технике, управление пилотируемых программ, управление средств выведения и наземной космической инфраструктуры, управление по ракетно-космической технике оборонного назначения, управление международного сотрудничества и др.

Решение о создании РКА оправдало себя. Концентрация основного объема работ на ограниченном числе ведущих предприятий, централизация бюджетных средств и распределение их через Агентство, расширение международного сотрудничества при государственной поддержке позволили, хотя и с определенными потерями, сохранить ядро отрасли.

Федеральная космическая программа России

Развитие космических средств в интересах решения задач социально-экономической сферы, науки и международного сотрудничества осуществляется в рамках Федеральной космической программы России на период до 2000 г., одобренной постановлением Совета Министров — Правительства Российской Федерации от 11 декабря 1993 г.

Федеральная космическая программа России (ФКПР) охватывает все основные направления космической деятельности нашей страны, получившие свое развитие в предыдущие годы. К задачам, поставленным перед Агентством, относятся: обеспечение глобальной высокоэффективной связи и телевидения, включая связь с подвижными объектами; ведение мониторинга природной среды, обеспечение контроля за происходящими естественными и антропогенными процессами, чрезвычайными ситуациями и ликвидацией их последствий; исследование природных ресурсов; предоставление услуг в области глобальной и высокоточной навигации и геодезии; получение новых знаний в области планетологии, астрофизики, физики Солнца и солнечно-земных связей и ряд других. Тот факт, что Россия имеет безусловный приоритет в области пилотируемых космических полетов, находит в ФКПР адекватное отражение.

Долгосрочная концепция развития средств выведения

Разработка долгосрочной стратегии развития средств выведения (СВ) и наземной космической инфраструктуры (НКИ) имеет целью обеспечение гарантированного и независимого доступа России в космос для решения задач национальной космической политики и укрепление позиции РФ на мировом рынке услуг по запуску коммерческих космических аппаратов (КА).

В условиях негативных последствий, происшедших в космической отрасли после развала Советского Союза, и хронического недостатка бюджетного финансирования, формирование российской системы СВ предполагается проводить за счет:

- первоочередного финансирования приоритетных работ, позволяющих сохранить потенциал космических средств на минимально достаточном уровне;
- привлечения внебюджетных источников финансирования ОКР по созданию (модернизации) средств выведения;
- введения промежуточных этапов в выполнении ОКР с целью снижения затрат на начальном этапе;
- государственной поддержки проектов, имеющих высокий коммерческий потенциал, с целью наращивания возможностей самофинансирования отрасли.

Основные направления работ по формированию российской системы средств выведения и НКИ на период до 2005 г. включают:

- завершение модернизации базовых ракет-носителей (РН) "Союз" и "Протон" с целью продления их жизненного цикла и поддержания на требуемом уровне надежности и безопасности пусков;
- разработку на базе снимаемых с вооружения боевых ракет комплексов надежных и дешевых легких РН типа "Рокот", "Стрела" и "Днепр";
- модернизацию и поддержание технической готовности космодромов Байконур, Плесецк и Свободный для обеспечения потребной программы пусков;
- проведение ОКР по созданию семейства РН нового поколения (в том числе РН "Ангара"), ориентированных на полный цикл изготовления на заводах РФ и пуски с российских космодромов;
- формирование рациональных по мощности, составу и взаимосвязи специализированных центров разработки, производства и эксплуатации ракетно-космических комплексов.

Важнейшим этапом работ с точки зрения сохранения и обеспечения устойчивого развития отечественной РКТ является модернизация базовых носителей "Союз" и "Протон", которые на ближайшее десятилетие обеспечат основной объем запусков КА по программе МО РФ и ФКПР и благодаря своей надежности и относительно дешевой цене успешно конкурируют с зарубежными СВ на мировом рынке космических услуг.

Широкомасштабное развертывание работ по созданию СВ нового поколения целесообразно после завершения основного объема работ по модернизации базовых носителей и в условиях ограниченного бюджетного финансирования возможно только с привлечением инвестиций головного разработчика и заинтересованных организаций. При этом объем работ по ОКР "Ангара" до 2005 г. должен быть разумно ограничен исходя из располагаемых возможностей и первоочередных задач.

Наряду с модернизацией и созданием одноразовых СВ проводятся работы по перспективным многократным космическим транспортным системам (МКТС).

Переход к МКТС предполагает приобретение новых качеств в технике выведения полезных грузов в космос и возвращения их на Землю, а именно:

- малое время подготовки к полету, упрощение наземного обслуживания;
- расширение азимутов пусков, более широкий выбор места старта и посадки;

- возможность совмещения функций выведения, орбитально-обслуживания и возвращения полезных грузов;
- спасение полезной нагрузки при возможных отказах в полете;
- комфортабельные условия полета и посадки.

В числе возможных типов многоразовых систем рассматриваются:

- частично многоразовые системы авиационного базирования;
- частично многоразовые всеазимутальные ракеты-носители с возвращаемой первой ступенью;
- полностью многоразовые двухступенчатые или одноступенчатые СВ.

Внедрение МКТС является одним из радикальных направлений их совершенствования в части повышения надежности и снижения эксплуатационных затрат, но требует перехода на технологии качественно нового уровня, причем наибольшие трудности возникают, конечно, на этапе создания полностью многоразовых систем.

Ожидаемым результатом работ является создание научно-технического задела для разработки к 2010-2015 гг. нового поколения космических транспортных систем, которые позволят существенно (в 2...4 раза) сократить ежегодные затраты на выведение в космическое пространство полезных грузов и обеспечат конкурентоспособность отечественных транспортных средств на мировом рынке.

Выведение космических аппаратов на орбиту с помощью авиационных средств

Рядом отечественных проектных и конструкторских организаций ведутся исследования по аэрокосмическим системам, предназначенным для выведения на низкие орбиты легких КА и полетов по суборбитальным траекториям.

В их числе можно отметить разработку Государственным машиностроительным КБ "Радуга" авиационно-космического комплекса (АКК) "Бурлак - Диана". Работы по проекту ведутся с 1989 г. В 1990 г. разработано техническое предложение, а в 1992 г. — аванпроект АКК "Бурлак".

АКК включает в себя самолет-носитель Ту-160СК, космический разгонщик (КР), два самолетных командно-измерительных пункта Ил-76СК и комплекс средств наземного обслуживания. АКК "Бурлак" является полностью автономной, мобильной, частично многоразового использования транспортной системой для экономичного, оперативного запуска малых и средних (массой до 1100 кг) спутников на низкие околоземные орбиты.

Основными достоинствами АКК являются:

- возможность запуска КР с большой высоты (до 13,5 км) при скорости до $M = 1,7$;



- в 2...3 раза меньшая стартовая масса КР по сравнению с ракетами-носителями наземного старта при одинаковой с ними грузоподъемности;

- в 2...3 раза большая полезная нагрузка по сравнению с аналогичным американским носителем "Пегас".

В инициативном порядке ОАО "Корпорация "КОМПОМАШ" ведет разработку авиационно-ракетного комплекса космического назначения с использованием в качестве

авиационного носителя самолета Ан-124-100. Достоинствами системы являются:

- возможность доставки на орбиту полезной нагрузки массой до 2000 кг;

- автономность и мобильность комплекса, способного осуществлять пуски над морскими пространствами, что исключает необходимость отчуждения земель под районы падения отделяемых элементов РН;

- возможность многократного включения последней ступени РН для осуществления запуска полезных грузов на низкие и средневысокие орбиты с различными наклонениями;

- возможность подготовки и осуществления пуска с территории зарубежного заказчика.

АНПК "МиГ" предлагает воздушно-космический комплекс "МиГ-31С", предназначенный для выведения на низкие орбиты полезной нагрузки массой 70...100 кг. Комплекс состоит из сверхзвукового самолета-носителя МиГ-31С, приспособленного для подвески РН, и собственно ракеты-носителя РН-С.

Комплекс способен обеспечить выведение спутников на заданные орбиты с одного из выбранных аэродромов 1-го класса с возможностью выбора параллакса (бокового смещения), величина которого составляет более половины межвиткового расстояния орбиты спутника (1200 км).

Помимо этих проектов в НПО "Молния" проработаны более 10 вариантов комплекса "МАКС" с использованием самолета Ан-225-100, в ГРЦ "КБ им. В.П. Макеева" разработан проект "Аэрокосмос" с использованием самолета Ил-76 или Ан-124.

Развитие отечественного ракетного двигателестроения

В ракетном двигателестроении формально отсутствует понятие "поколение двигателей". Однако, рассматривая этапы создания отечественных ракетных двигателей, можно выделить определенные периоды их развития и освоения. Для жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) характерными являются следующие периоды:

- 30-60-е гг. — двигатели открытой схемы;
- 60-80-е гг. — двигатели замкнутой схемы;
- 70-90-е гг. — переход на высокие параметры по давлению и температуре;



90-е и последующие годы — разработка двигателей многоразового использования, применение метана, комбинированных двигателей с использованием воздуха и т.д.

Жизненный цикл ракетного двигателя может достигать нескольких десятков лет и определяется его совершенством, что характерно для ряда отечественных двигателей: РД-107, РД-108, РД-117, РД-118, НК-33, НК-34 и др. Достигнутый в России научно-технический уровень разработок ракетных двигателей существенно выше передовых зарубежных достижений, опережение по времени измеряется годами, а в отдельных случаях достигает 10 лет. В числе таких направлений — мощные кислородно-керосиновые ЖРД, выполненные по схеме с дожиганием генераторного газа. Воплощением последних достижений является созданный НПО "Энергомаш" при активном участии ведущих научных организаций страны двигатель РД-170, на базе которого разрабатываются РД-180 и РД-191. По многим параметрам (давление в камере, удельный импульс, мощность турбонасосного агрегата) этот двигатель вплотную приблизился к предельным возможностям двигателей замкнутой схемы.

Вновь разрабатываемые ЖРД должны обеспечивать:

- многократность использования (до 50 раз);
- снижение затрат на разработку, производство и эксплуатацию;
- применение экологически чистых компонентов топлива (кислород, водород, углеводородное горючее).

Для разработки в дальнейшем одноступенчатых СВ, которые рассматриваются как наиболее эффективные, необходимо создание ЖРД нового поколения на кислородно-водородных компонентах, а также ЖРД, работающих на трехкомпонентном топливе (жидкий кислород + углеводородное горючее + жидкий водород).

Для ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ) можно выделить три периода развития:

60-70-е гг. — использование баллистичных топлив на основе нитроцеллюлозы с вкладными зарядами; металлический корпус;



60-80-е гг. — переход на смесевые металлизированные топлива с заливкой в корпус из композиционных материалов; сопла из углерод-углеродных материалов больших степеней расширения, обеспечившие качественный скачок в создании РДТТ;

90-е и последующие годы — применение высокоэффективных топлив и широкое использование в конструкции композиционных материалов.

Основными направлениями развития РДТТ являются:

- применение новых высокоэнергетических топлив, в том числе неметаллизированных и экологически чистых;
- применение новых композиционных теплозащитных конструктивных и эрозионностойких материалов;
- разработка регулируемых РДТТ.

Обеспечение экологических требований при осуществлении космической деятельности

Обеспечение защиты окружающей среды ведется по следующим направлениям:

- отказ от токсичных компонентов;
- снижение объемов огневых испытаний на углеводородном горючем;
- сокращение зон отчуждения;
- очистка территорий районов падения от отделяющихся частей и их фрагментов;
- обеспечение максимально более полной выработки топлива в баках ракеты;
- разработка технологий и технических средств локализации и нейтрализации проливов токсичных компонентов ракетных топлив (КРТ) в местах падения отработавших ступеней и аварийных изделий;
- разработка очистных установок стоков и выбросов при испытаниях и эксплуатации объектов РКТ и др.



Жесткие нормы содержания компонентов ракетных топлив (КРТ) и их производных в окружающей среде определяют большую важность разработки методов контроля, прогноза и минимизации экологического воздействия при работах с КРТ на всех этапах — от транспортировки до применения на испытательных площадках, стартовых комплексах и зонах падения отработавших ступеней и блоков ракет. Особую опасность представляют различные нештатные ситуации, связанные с несанкционированным попаданием в окружающую среду КРТ, их производных, продуктов разложения и взаимодействия, а также загрязнение окружающей среды остатками КРТ в металлоконструкциях отработавших ступеней РН. Для решения указанных вопросов проводится:

- разработка методов мониторинга окружающей среды в местах хранения и применения компонентов ракетного топлива;
- разработка рекомендаций для выбора оптимальных схем устройств и сооружений для нейтрализации, улавливания и локализации продуктов разложения и взаимодействия КРТ на стеновых и стартовых сооружениях, в т.ч. при нештатных ситуациях;
- проведение исследований методов и систем обезвреживания токсичных КРТ в отработавших ступенях;
- разработка структуры нормативно-технической документации по правилам проектирования, строительства, эксплуатации средств защиты, обеспечивающих экологическую безопасность при работах с КРТ на испытательных площадках;
- экологическое обследование районов падения отработавших ступеней и прилегающих территорий;
- разработка системы правового, нормативно-технического, методического и информационного обеспечения экономической безопасности космической деятельности и др.

Краткий анализ развития отечественной космонавтики

При анализе более чем 50-летнего пути отечественной космонавтики уместно задать вопрос: все ли, глядя с современных позиций, развивалось так, как надо. Что надо было сделать иначе?

Отечественная космонавтика всегда выполняла задачи, которые ставило перед ней государство, и, если говорить об оценках, то можно сказать — выполняла в целом успешно. Известные неудачи в космической деятельности были обусловлены, как правило, не организационно-техническими и научными проблемами и просчетами, а желанием руководства страны в

отдельных случаях решать политические задачи с помощью или с привлечением космических средств.

Последнее утверждение можно пояснить тем, что с первых космических программ и проектов одним из условий их принятия на правительственном уровне было стремление обеспечить первенство, не допустить, чтобы США выполнили аналогичную задачу, достигли поставленной в программе (проекте) цели раньше СССР. Кстати, такая же цель — "быть первыми" — ставилась и ставится до сих пор руководством США перед национальной космонавтикой. Соревнование в космосе требовало в отдельных случаях привлечения больших ресурсов, сокращения сроков разработки техники, приводило к началу летных испытаний (в том числе пилотируемых полетов) космических объектов до окончания наземной отработки. Сроки создания ракетно-космической техники определялись зачастую не обоснованными технологиями, а требованиями руководства страны получить результат, осуществить запуск космического аппарата к государственному празднику, исторической дате или событию.

Нарушение порядка, сокращение объемов и сроков отработки изделий приводило к отказам, большому числу неисправностей и недоработок, к сожалению, к авариям и катастрофам, подробно описанным в технической литературе и периодических изданиях. Если не удавалось "быть первыми на финише" в соревновании с США, работы замедлялись, политическая заинтересованность в них исчезала, и программы (несмотря на уже выполненный значительный объем работ, серьезные результаты и большие экономические затраты) закрывались. Такая участь постигла, например, лунную программу, предусматривавшую высадку на Луне советских космонавтов раньше американских астронавтов.

В соревновании "СССР-США" у американской стороны одно преимущество было всегда — большие финансовые возможности. С этим не считались, используя в политических целях пилотируемые космические программы. Проводили подготовку зарубежных космонавтов к полетам, с использованием советских космических объектов реализовывали программы других стран, исходя из политической целесообразности и не получая взамен компенсации произведенных затрат (в том числе финансовых).

В 70-е гг. в околоземное космическое пространство были выведены практически в одно и то же время две созданные разными головными предприятиями орбитальные станции с близкими техническими характеристиками и однотипными задачами. Реализацию двух близких по целям программ в условиях экономических ограничений едва ли можно считать целесообразной.

Развитие космонавтики в значительной степени зависело от общего состояния экономики, науки и техники в стране в соответствующий период времени. К этим факторам можно добавить недостаточное внимание к своевременности обновления экспериментально-испытательной, производственной базы и объектов космической инфраструктуры вообще.

Федеральной космической программой России на период до 2000 г. и проектом Федеральной космической программой России на период до 2005 г. предусмотрен ряд мер, направленных на решение выявившихся проблем:

— разработку и ввод в эксплуатацию космических систем и



комплексов нового поколения, преимущественно двойного назначения, позволяющих снизить затраты на выполнение требуемого объема задач;

— обеспечение политических, организационных и технических условий беспрепятственного использования объектов космической инфраструктуры и космического производства в интересах создания, выведения в космос и применения космических средств социально-экономического, научного и оборонного назначения;

— модернизацию средств выведения КА в направлении снижения их экологически вредного влияния на среду;

— сохранение серийного производства РКТ на уровне, необходимом для поддержания орбитальной группировки в состоянии, обеспечивающем решение целевых задач с учетом объемов финансирования космической деятельности в интересах социально-экономической сферы, науки и обороны;

— привлечение нетрадиционных источников финансирования космической деятельности за счет расширения перечня и объемов предоставления услуг в части разработки, производства и выведения космических средств других государств и коммерческих структур, передачи на коммерческой основе результатов космической деятельности, сдачи в аренду космических каналов связи, передачи космических технологий в другие отрасли;

— осуществление переоснащения орбитальных группировок новым поколением КА, имеющих уровень технико-экономических показателей, не уступающих зарубежным аналогам. Обеспечение конкурентоспособности отечественной техники и услуг на мировом космическом рынке;

— формирование на территории России экономически эффективного замкнутого цикла разработки, производства и запуска объектов космической техники, обеспечивающего независимый, ничем не обусловленный в техническом отношении выход России в космос;

— создание и применение космических средств с использованием нетрадиционных технологий (маломассогабаритные КА, КА двойного назначения и применения и др.), обеспечивающих выполнение задач в полном объеме;

— разработка нового поколения СВ на основе энергетически эффективных и экологически чистых ракет-носителей.

DIGEST

The Federal body of the executive authorities in Russian aerospace activities is the RKA - being an successor of the former USSR Ministry of General Machine-Building. The RKA structure consists of 13 subdivisions including management of rocket-space technology programs, management of piloted rocket programs, management of earth-orbit injection aids and ground space infrastructure, management of defence-purpose space-rocket engineering, management of international cooperation etc.

Within the framework of the Federal aerospace program RKA is working out a long-term strategy aiming at progress of orbital vehicles, injection aids and ground space infrastructure. Among the most important problems are space systems development, modernization and modification of "Soyuz" and "Proton" powerful launch vehicles and development of a light rocket boosters on the base of military complexes taken out of service. In parallel with modernization and development of expendable rockets there also are the works on advanced recoverable space rockets.

RKA pays much attention to rocket engine manufacturing - the branch of industry where Russia is several or, may be, ten years ahead of other countries. An embodiment of the last achievements is recently developed Energomash's RD-170 engine which is the base for RD-180 and RD-191 engines now under development. Future plans call for modernization of injection aids with ecologically "pure" rockets boosters.

THE RUSSIAN AEROSPACE AGENCY (RKA): PERSPECTIVES OF LAUNCH VEHICLES

Из композиционных материалов (КМ) различных классов, прежде всего из углерод-углеродных (УУКМ) и углерод-керамических (УККМ), по современным технологиям изготавливаются прочные тонкостенные оболочки больших размеров. Целый ряд достоинств УУКМ и УККМ делают их весьма перспективными для использования в элементах проточных трактов ЖРД. Американская компания Pratt & Whitney и французская SEP разрабатывают крупногабаритные сопла из УУКМ CarboSEP для двигателя 3-й ступени РН "Дельта-3". В России комплексные работы в этом направлении ведутся по заказам РКА на ведущих предприятиях отрасли — в Центре Келдыша, КБХА, КБХМ, РКК "Энергия".

Композиционные материалы на основе углерода обладают небольшой удельной массой. Наряду с этим они имеют значительную эрозионную стойкость и высокую прочность (σ_p и $\sigma_{сж}$ более 100 МПа), которая с ростом температуры до 2500 К даже возрастает. В настоящее время разработаны технологии изго-

— совместимость КМ стационарных и сдвигающихся сверхзвуковых сопловых насадков с металлическими элементами сопел.

Проблема химической стойкости УУКМ и УККМ обусловлена взаимодействием углерода с окисляющими компонентами продуктов сгорания. Следует отметить особенность керамических материалов, у которых при высокой температуре происходит формирование на огневой поверхности оксидных пленок. Эти пленки предотвращают диффузию окислителя к углероду и его унос. Для ЖРД, работающих на компонентах кислород-водород, кислород-метан, кислород-керосин существует минимальная величина расширения $r_{a \min}$ (размер, определяющий взаиморасположение стыка охлаждаемой части сопла и неохлаждаемого насадка), начиная с которой процессы теплообмена и химического уноса не отражаются на работе сопла. При этом температура огневой стенки сопла из КМ не превышает 2100 К, а ско-

ОПРАВА ДЛЯ ОГНЯ

Вадим Миронов,

начальник отделения Центра Келдыша РКА, д.т.н., профессор

Юрий Кочетков,

начальник отдела Центра Келдыша РКА, д.т.н.

Николай Давыденко,

начальник сектора Центра Келдыша РКА

товления каркасов УУКМ из углеродных нитей или тканей с последующим их насыщением и созданием углеродной или углерод-карбидной матрицы. Промышленность освоила производство сравнительно недоро-

гих двумерных и объемных (3D) образцов с уникальными физико-механическими свойствами и, в частности, сопел диаметром до 3 м, длиной до 2,6 м и толщиной стенки 1,5...2 мм.

В настоящее время новейшие технологии, нашедшие широкое применение в области ракетных твердотопливных двигателей, активно вторгаются в сферу создания ЖРД. Сравнительно недорогие неохлаждаемые сопла из композиционных материалов жидкостных реактивных двигателей почти в два раза легче металлических охлаждаемых сопел.

Однако возникли новые проблемы. Требовалось обеспечить:

- химическую стойкость углеродсодержащих КМ;
- механическую прочность и устойчивость оболочек сопел, в том числе при нестационарных и циклических силовых и тепловых нагрузках;

Проведенные в Центре Келдыша исследования подтвердили, что углекомпозиаты и углерод-керамические материалы, широко используемые для изготовления элементов конструкций носителей, газогенераторов и топливных баков, могут применяться также и в соплах современных ракетных двигателей, в том числе и ЖРД.

рость эрозии меньше наперед заданной критической величины V_{\min} .

Величину $r_{a \min}$ следует минимизировать. При этом, во-первых, увеличится длина легкой неохлаждаемой части сопла из

КМ, и, во-вторых, узел стыка и коллектор подачи охлаждающего компонента будут иметь меньший диаметр, что также снизит вес конструкции.

Добиться уменьшения величины $r_{a \min}$ можно прежде всего за счет применения УККМ. Однако в этом случае остаются ограничения по температуре (2100 К). Второй способ уменьшения $r_{a \min}$ основан на использовании эффекта завесного охлаждения. Для этого перед узлом крепления насадка организуется подача небольшого количества горючего вдоль образующей сопла. Это приводит, с одной стороны, к охлаждению корневого участка насадка, с другой стороны, к уменьшению концентрации окисляющих компонентов на огневой стенке, причем уменьшение $r_{a \min}$ пропорционально расходу горючего.

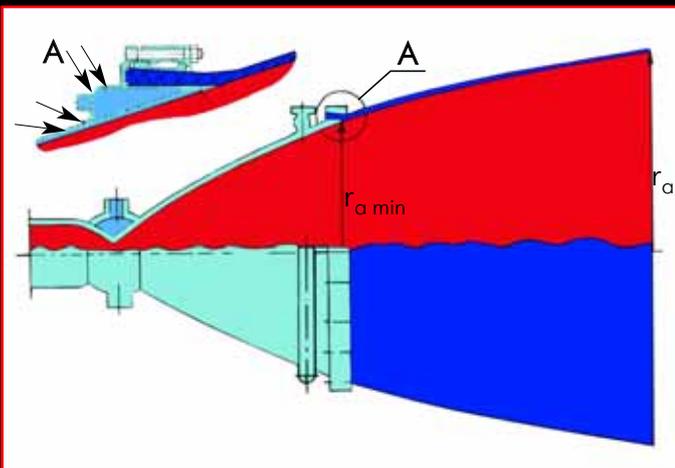
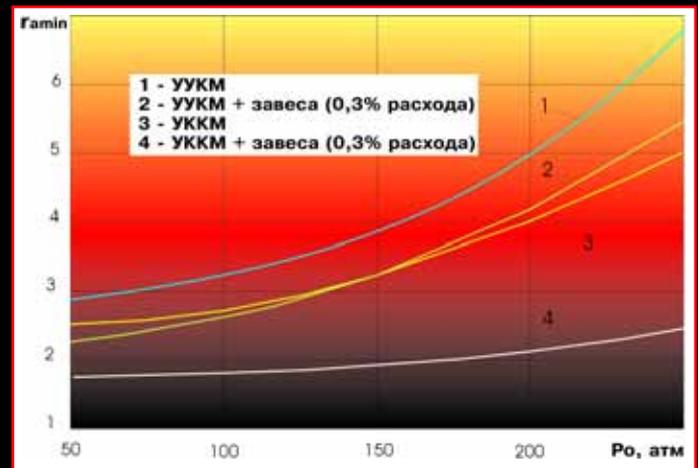
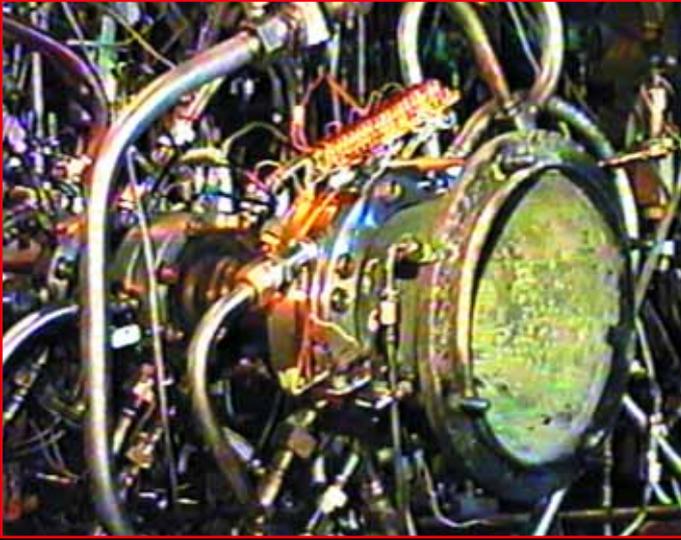


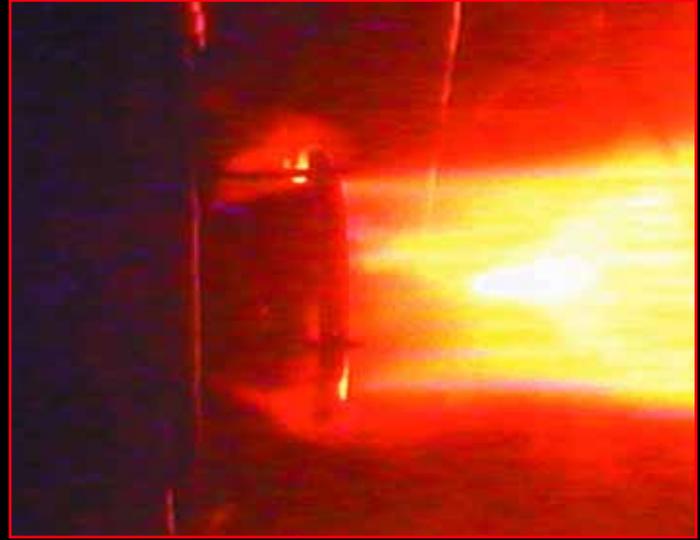
Схема сопла ЖРД, оснащенного насадкой из КМ



Зависимость $r_{a \min}$ сопла с неохлаждаемым насадком из УУКМ и УККМ от давления в камере при $V_{\min} = 5 \cdot 10^4$ мм/с



Сопло из УККМ в сборе (с технологической оснасткой, выходной диаметр 650 мм)



Фрагмент видеозаписи огневого испытания экспериментального сопла из УККМ (давление в камере сгорания 80 атм, температура продуктов сгорания 3560 К, температура огневой стенки 2100 К). Сопло выдержало 7 включений ЖРД без механических повреждений

Наилучшие результаты достигаются при совместном использовании завесы и материала УККМ. Расход горючего для организации завесы до 0,3 % от суммарного практически не влияет на энергетические характеристики двигателя.

Достижение требуемых прочностных характеристик насадка из КМ и динамической устойчивости оболочки может быть обеспечено несколькими способами. Первый заключается в выборе структуры КМ и способа его армирования высокопрочными углеродными нитями. В этом отношении могут быть рекомендованы:

- УУКМ, изготавливаемые по тканевой технологии с попеременной прошивкой слоев для повышения межслоевой прочности каркаса ($\sigma_p = 65$ МПа, $\sigma_{сж} = 94$ МПа);
- объемносилицированные УУКМ и УККМ, изготавливаемые методом круглого ткачества 3D структуры ($\sigma_p = 102$ МПа, $\sigma_{сж} = 120$ МПа);
- УККМ сэндвичной структуры, изготавливаемые по комбинированной тканевой технологии с послойным объемным силицированием поверхностных слоев ($\sigma_p = 160$ МПа, $\sigma_{сж} = 316$ МПа).

Второй способ может быть основан на разработанных в Центре Келдыша методах оптимального профилирования тонкостенных оболочек (насадка) при определенном выборе контура проточной части сопла. Сочетание обоих способов обеспечивает возможность многократного применения сопел из КМ, обладающих большим временным ресурсом и высокой надежностью при циклических нагрузках.

Огневые испытания сопел из УУКМ и УККМ проводились в составе ЖРД (кислород-метан и кислород-водород) тягой 0,4 и 3,0 тс. Исследовались работоспособность изготовленных по перечисленным выше технологиям неохлаждаемых сопел при максимальных тепловых нагрузках (температура нагрева $2 \cdot 10^3$ К/с) и высотных условиях работы (давление 0,06...0,1 атм), а также эффективность завесного охлаждения.

Анализ нагружения сопел из КМ показал, что максимальные сжимающие и растягивающие тепловые напряжения в оболочке

возникают в первые 3...7 с работы двигателя и их амплитуда не превышает 40...60 % от допустимого значения. Суммарное время наработки на каждом сопле превышало 400 с, причем максимальная скорость эрозии огневой стенки была не выше 10^{-4} мм/с (УУКМ) и 10^{-5} мм/с для УККМ. Отличные результаты по эрозионной стойкости продемонстрировали сопла из УККМ сэндвичной структуры.

В экспериментальных исследованиях завесного охлаждения расход водорода составил 0,2...0,3 % от суммарного, температура стенки уменьшилась на 400...500 К, а эрозия УУКМ полностью отсутствовала.

В целом экспериментальные исследования подтвердили работоспособность и эффективность сопел ЖРД из углеродных и углерод-керамических КМ, стойкость к циклическим нагрузкам, длительным тепловым и химическим воздействиям. В полной мере это относится к линейным, тарельчатым соплам (с внешним или внутренним расширением), а также к соплам с промежуточной угловой точкой большой степени расширения для двигателей нетрадиционных компоновок.

Неохлаждаемые сопла из КМ могут быть внедрены и на уже разработанных двигателях. Примером может служить кислород-водородный ЖРД (на базе маршевого крупногабаритного двигателя разработки КБХА), работающий при переменном атмосферном давлении. Применение выдвигающегося неохлаждаемого насадка из КМ позволит обеспечить высотные условия, уменьшить массу сопла (на 160 кг) и увеличить среднетраекторный удельный импульс тяги (на 4...5 с). Разработанные сопла могут быть также эффективно использованы на многих ЖРД зарубежного производства для улучшения их энергетических характеристик и значительного уменьшения веса.

Внедрение существующих и создание перспективных КМ позволяют надеяться на значительное улучшение энерго-массовых характеристик новых двигателей, отвечающих самым высоким требованиям по эффективности и надежности.

DIGEST

A lot of advantages of carbon-carbon and carbon-ceramic composite materials (CM) make them very promising in components of liquid-propellant rocket engine flow passages. The complex works in this area are placed by the orders of RKA (Russian Space Agency) at several leading companies: Keldysh' Center, KBKhA design bureau, KBKhM design bureau, "Energy" RCC. The following problems have been successfully solved: chemical stability of carbon-containing composite materials, mechanical strength and stability of nozzle casings including non-stationary and cyclic force and heat loadings. The CM offer strong opportunities for designing of structures with moveable or flap-type nozzles, supermodel petal-type nozzles as well as engines of a non-traditional lay-out. The implementation of existing and development of advanced composite materials will provide significant improvement of power-mass characteristics of new engines meeting the most severe requirements to efficiency and reliability. The designed nozzles could be efficiently used abroad in many liquid-propellants rocket engines.

HOLDER FOR FIRE

Двигатели комплекса "Мир"



Борис Соколов,

заместитель генерального конструктора
РКК "Энергия" им. С.П. Королева, д.т.н.

Александр Борисенко,

заместитель начальника отделения
РКК "Энергия" им. С.П. Королева

Феликс Лебедев,

заместитель начальника отдела
РКК "Энергия" им. С.П. Королева

Более 13 лет функционирует в космосе орбитальный комплекс (ОК) "Мир" – сложнейший многомодульный космический объект. Столь длительное существование ОК на орбите обеспечено его уникальными двигательными установками и не менее уникальной возможностью дозаправки их в космосе.

Двигательные установки, являясь исполнительными органами системы управления движением ОК "Мир", обеспечивают требуемые параметры орбиты, ориентацию в пространстве, программные развороты при стыковках и расстыковках с другими космическими аппаратами. Переход от первой моноблочной (с ограниченным сроком службы) станции к постоянно работающему многомодульному комплексу потребовал решения многих технических задач. Требовалось, прежде всего:

— увеличить ресурс работы двигателей, электроарматуры и других агрегатов как по времени работы, так и по числу включений;



— обеспечить коррозионную стойкость топливных систем двигательной установки при многолетнем функционировании и разработать эффективные меры борьбы с накоплением в топливных системах продуктов коррозии;

— реализовать систему многократной дозаправки топливом;

— создать конструкционные материалы, обеспечивающие высокую надежность и работоспособность двигателей;

— увеличить живучесть и безопасность эксплуатации двигательных установок.

ОК "Мир" оснащен объединенной двигательной установкой (ОДУ), все двигатели которой подсоединены к единой топливной си-

стеме, при этом двигатели разного предназначения и тяги питаются из общих баков. Такая схема имеет достаточную гибкость при оптимальных массовых характеристиках. ОДУ размещается в негерметичном агрегатном отсеке, примыкающем к задней стенке герметичного рабочего отсека базового блока.

В состав ОДУ входят два (для взаимного дублирования) корректирующих двигателя (тягой 300 кгс, разработчик — КБХМ им. А.М. Исаева) и 32 двигателя ориентации (тягой 13 кгс, разработчик — НИИМАШ, г. Нижняя Салда). Последние обеспечивают управление комплексом по трем координатным осям с высокой степенью резервирования. Оба типа двигателей работают при одинаковом номинальном соотношении массовых расходов компонентов топлива, что упрощает прогноз расходования топлива.

В ОДУ топливо из баков вытесняется газом наддува, хранящимся в шар-баллонах. Разделение компонентов топлива и газа в баках осуществляется при помощи металлического сиффона с диафрагмой сферической формы. Конструкция и материал сиффона рассчитаны на многократную дозаправку топливной системы, осуществляемую транспортным грузовым кораблем (танкером) типа "Прогресс". При выполнении такой операции топливо под давлением подается в жидкостную полость баков, а газ наддува откачивается компрессором обратно в баллоны для повторного использования при работе двигателей. Созданный при этом перепад давления между баками танкера и ОДУ обеспечивает перекачку топлива.

Кроме сиффонов и компрессоров многократную дозаправку обеспечивают гидроразъемы стыковочных агрегатов, через которые компоненты топлива (окислитель и горючее) перекачиваются из баков танкера в баки ОДУ.

При разработке агрегатов ОДУ комплекса "Мир" был учтен опыт эксплуатации подобных устройств в составе станций "Салют-5" и "Салют-6". Так, баки ОДУ снабжены автоматами безопасности при дозаправке — сигнализаторами положения сиффона, по сигналу которых прекращается дозаправка. Вся арматура (пневмоклапаны, редуктор, предохранительный клапан) выполнена из материалов, стойких к парам компонентов топлива.

Дозаправка представляет собой довольно сложный процесс и состоит из нескольких последовательно осуществляемых этапов:

- проверки герметичности гидроразъемов стыковочных агрегатов;
- создания перепада давления между баками танкера и баками ОДУ;
- раздельной перекачки компонентов топлива;
- освобождения дозаправочных магистралей от топлива перед расстыковкой (продувка).

Управление дозаправкой может быть осуществлено операторами из ЦУПа или космонавтами на борту комплекса.

Опыт эксплуатации орбитальных станций показал, что процессы дозаправки топливом на орбите должны быть максимально автоматизированы с целью освобождения космонавтов для проведения научно-исследовательских или технологических работ. Впервые это было осуществлено на комплексе "Мир". Алгоритмы управления дозаправкой заложены в бортовую вычислительную машину. И только в нештатных ситуациях к этой работе приходится привлекать космонавтов.



Фото из архива РКК "Энергия"

Корректирующий двигатель КРД-79 орбитального комплекса "Мир"

ОДУ построена по принципу дублирования всех основных агрегатов, включая топливные баки, баллоны высокого давления, компрессоры, электропневмоарматуру, двигатели. Таким образом, даже при полном отказе любого агрегата система в целом сохраняет свою работоспособность. В сочетании с высокой степенью отработанности каждого элемента схемы, соблюдение принципа дублирования придало объединенной двигательной установке тот уровень надежности, который позволяет ей безотказно функционировать на орбите уже более 13 лет.

По мере построения комплекса (последовательного присоединения к нему модулей "Квант", "Квант-2", "Кристалл", "Спектр", "Природа" и стыковочного отсека) значительно изменились его инерционно-массовые характеристики. ОК "Мир" стал значительно "тяжелее" и "неповоротливее". Особенно острой стала проблема управления ориентацией ОК по каналу крена из-за того, что двигатели, обеспечивающие эту ориентацию, расположены на относительно малом расстоянии от оси, проходящей через центр масс комплекса (это расстояние ограничено диаметром базового блока). В результате на управление "Миром" по крену необходимо было затрачивать довольно много топлива. Это повлекло за собой необходимость многократных дозаправок, соответственно частых запусков транспортных кораблей и, как следствие, значительных финансовых затрат.

Решение проблемы было найдено в виде выносной двигательной установки (ВДУ). Оно выглядит логически простым, но одновременно технически нестандартным. Двигатели управления по крену разместили как можно дальше от центра масс комплекса. Увеличение плеча минимизировало потребные импульсы на управление и, соответственно, расход топлива. Первая ВДУ была доставлена на орбиту с помощью транспортного грузового корабля.

Выносная двигательная установка представляет собой достаточно небольшой и компактный блок. Дозаправка не предполагается, на орбиту доставляется в заправленном состоянии и после израсходования топлива заменяется новой. Такая операция была проведена в 1998 г., когда отработавшая свое ВДУ была демонтирована и просто отброшена космонавтами от

комплекса. На ее место была установлена новая ВДУ, доставленная на борт "Мира" очередным грузовиком. В настоящее время она исправно функционирует в составе комплекса.

Доработка системы управления двигателями пространственной ориентации ОК также была выполнена без особых трудозатрат: космонавты отстыковали соответствующие кабели от двигателей управления базовым блоком по крену и при помощи специальных удлинителей подсоединили их к ВДУ. При этом не пришлось даже корректировать программно-математическое обеспечение системы управления движением.

Успешная эксплуатация ВДУ на "Мире" доказала возможность использования выносных двигателей ориентации и на международной космической станции (МКС). Для нее разрабатывается стационарный блок, который должен будет функционировать в течение всего срока эксплуатации МКС без замены и дозаправки.

А пока полет ОК "Мир" продолжается. На орбите работает новый экипаж. Станет он очередным или последним зависит от того, найдутся ли деньги для эксплуатации станции, хотя политическое решение премьер-министра РФ о продлении полета до 2002 года имеется. Тем более, что по данным специалистов РКК "Энергия", осуществляющих постоянный контроль за состоянием двигательных установок комплекса "Мир", на сегодняшний день все узлы и агрегаты функционируют нормально, их ресурс далеко



Фото из архива РКК "Энергия"

Корректирующий двигатель КРД-442 модулей "Мира"



Фото из архива РКК "Энергия"

Двигатели ориентации орбитального комплекса

не исчерпан, и можно уверенно прогнозировать безотказную работу на достаточно продолжительный срок.

DIGEST

"Mir" orbital complex (OC), the most sophisticated multimodule space object, has been operating in space for more than 13 years. So long time period of OC on an orbit is provided by its unique engine installations and not less unique capabilities of in-flight refueling. All "MIR" engines are connected to a common fuel system, thus, different purpose and thrust engines are fed from common fuel tanks. The integral powerplant (ODU) includes 2 interchangeable vernier engines (300-kg thrust) and 32 orientation-system motors (13-kg thrust). The motors provide OC 3-axis control with a high redundancy level. For fuel saving under OC bank control (after on-orbit assembling of all modules) it was taken a decision to install outboard engine (VDU).

ENGINES OF "MIR" ORBITAL COMPLEX

БОЛЬШОЕ ВИДИТСЯ НА РАССТОЯНИИ

Станислав Петренко,
главный конструктор Волжского КБ РКК "Энергия"
им. С.П. Королева, д.т.н.
Александр Иванов,
ведущий конструктор ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова"

(Продолжение, начало в № 1)

Команду на зажигание подали 21 февраля 1969 г. в 12 ч 17 мин 55 с по московскому времени. Неожиданно по ложной команде система КОРД (контроль работы двигателей) выключила исправные ЖРД №№ 12 и 24 блока "А". Ракета сошла со стартового стола в 12 ч 18 мин 07 с, имея 28 работающих двигателей НК-15 из 30.

На 55-й секунде было зарегистрировано резкое возрастание температуры в районе двигателей №№ 3, 21, 22, 23, 24. До 68-й секунды полет проходил по расчетной траектории, двигатели работали нормально. На 69-й секунде из-за замыкания цепи постоянного и переменного тока системой КОРД по каналу пульсации была выдана команда на выключение всех двигателей.

Горящая ракета № 3Л летела под небольшим углом к горизонту. Она не взорвалась, не рассыпалась в воздухе на обломки. Плавно снижаясь, упала в 50 км от старта.

Принципиальная работоспособность связки из 30 ЖРД блока "А", системы их управления и отключения в полете была успешно подтверждена. Вину за аварию возложили на двигателистов, посчитав основной причиной недостаточную виброобработку ЖРД. Предполагалось ужесточить контроль хвостового отсека блока "А" перед стартом. Ракету № 4Л, аналогичную № 3Л, отправили на доработку с целью повышения надежности и грузоподъемности.

Второй старт ракеты Н1 (№ 5Л) состоялся 3 июля 1969 г. в 23 ч 18 мин 32 с по московскому времени. За четверть секунды до отрыва от стартового стола из-за попадания в насос окислителя металлического предмета (предположительно — стальной диафрагмы датчика пульсации) взорвался ЖРД № 8 блока "А". Перебило бортовую кабельную сеть, повредило соседние двигатели и телеметрическое оборудование. Начала разрушаться нижняя часть ступени. Через 0,5 с после команды "контакт подъема" система КОРД начала выключать ЖРД №№ 7, 8, 19 и 20; на девятой секунде — двигатель № 21 (противоположный ЖРД № 9). Ещё через пару секунд были отключены все двигатели, кроме ЖРД № 18, который продолжал работать.

Не успев из-за разрушения силовой кабельной сети отработать команду разворота на курс, ракета, поднимавшаяся практически вертикально, достигла высоты около 200 м, затем также вертикально стала падать на стартовый стол. На 15-й секунде полета сработала система аварийного спасения спускаемого аппарата беспилотного корабля 7К-Л1С, входившего в состав головного блока ракеты. Единственный работающий ЖРД постепенно разворачивал носитель вокруг оси, и на 23-й секунде ракета почти плашмя упала на старт и взорвалась. Она разрушила стартовое сооружение № 1, полностью уничтожила поворотную башню обслуживания, серьезно повредила подземные помещения стартового комплекса. Обломки носителя разбросало в радиусе 1 км.

Аварийная комиссия выяснила следующее. Еще при стендовой отработке ЖРД НК-15 при попадании крупных (десяти мм) метал-

лических предметов в насос окислителя происходило повреждение крыльчатки, возгорание и взрыв насоса. Мелкие металлические предметы (стружка, опилки и т. п.), сгорающие в газогенераторе, разрушали лопасти турбины. Неметаллические предметы (резина, ветошь и пр.), попавшие на вход ТНА, остановки двигателя не вызвали. Ракета № 5Л относилась к первой партии лётных изделий, в которой не предусматривалась установка фильтра на входе в насосы. Их должны были поставить на двигатели всех ракет, начиная с № 8Л, которую предполагалось использовать на пятом пуске.

Надежность ЖРД показала самому Н.Д. Кузнецову недостаточной. С июля 1970 г. в ОКБ начали создавать качественно новые двигатели фактически в многократном исполнении и со значительно увеличенными ресурсом и запасом работоспособности. Однако они были готовы только к концу 1972 г., а лётные испытания предполагалось до этого времени продолжать на ракетах со старыми ЖРД, над которыми повысили контроль.

Из-за повреждения стартового комплекса и замедления темпов работ подготовка третьего лётного испытания затянулась на два года. Только в воскресенье 27 июня 1971 г. ракета № 6Л стартовала в 2 ч 15 мин 7 с по московскому времени со второго, недавно построенного стартового сооружения площадки "110" космодрома Байконур. Все двигатели работали устойчиво. С момента отрыва телеметрия зафиксировала ненормальную работу системы управления по крену: уже к 8-й секунде полета на высоте около 250 м рулевые сопла встали на упоры, так и не сумев парировать возмущение по крену, которое все время увеличивалось и к 15-й секунде достигло 14°. Скорость и угол поворота постоянно возрастали.

Начиная с 39-й секунды система управления была не в состоянии стабилизировать носитель по осям. На 48-й секунде из-за выхода на закритические углы атаки началось разрушение ракеты-носителя в области стыка блока "В" и головного обтекателя. Головной блок отделился от ракеты и, разрушаясь, упал недалеко от старта. "Обезглавленный" носитель продолжал неуправляемый полёт. На 51-й секунде, когда угол поворота по крену достиг 200°, по команде от концевых контактов гиropлатформы выключились все двигатели блока "А". Продолжая разрушаться в воздухе, ракета летела еще некоторое время и упала в 20 км от старта, оставив на земле воронку диаметром 30 м и глубиной 15 м. Обломки носителя № 6Л рассеялись по территории в несколько квадратных километров.

Авария показала необходимость модификации ракеты еще до поступления новой партии носителей. Ракета Н1 № 7Л, готовящаяся к пуску, значительно отличалась от предшественниц. Были улучшены ее аэродинамические характеристики путём уменьшения площади днища блока "А" и введения заостренных гартрот-обтекателей трубопроводов вместо закругленных. Управление полетом осуществляла новая система, в которой для улучшения управляемости по каналу крена на первой и второй ступенях этого экземпляра вместо выхлопных сопел были установлены рулевые ЖРД. "Кислый" газ после турбин и керосин после насосов отбирались от основных ЖРД и шли в камеры сгорания рулевых двигателей по "гибким шлангам" — трубопроводам высокого давления типа сильфонов и коллекторам. Предполагаемая поставка основных ЖРД НК-33 в многократном исполнении к сроку не поспевала, и лётное испытание проводилось на старых одноразовых двигателях.

23 ноября 1972 г., через 17 месяцев после неудачного третьего запуска, состоялась очередная. Ракета № 7Л оторвалась от 2-го старта в 9 ч 11 мин 52 с по московскому времени. Для сторонних наблюдателей вплоть до 107-й секунды полет проходил успешно. Двигатели работали устойчиво, все параметры ракеты были в пределах нормы. Но некоторые причины для беспокойства

появились еще на 104-й секунде. Им даже не успели придать значения: через 3 с в хвостовом отсеке блока "А" сильный взрыв разметал всю периферийную двигательную установку и уничтожил нижнюю часть сферического бака окислителя. Ракета взорвалась и рассыпалась в воздухе на куски.

На вопрос о причинах катастрофы ракеты № 7Л до сих пор однозначного ответа нет. По официальной версии ОКБ-1, зафиксированной в заключении аварийной комиссии, все произошло в результате повреждений в хвостовом отсеке блока "А", вызванных разрушением двигателя № 4 из-за разгара насоса окислителя (как во втором пуске). ОКБ Н.Д. Кузнецова не согласилось с этими заключениями. По утверждению В.Н. Орлова, главного конструктора СНТК им. Н.Д. Кузнецова, авария произошла из-за разрушения трубопровода диаметром 250 мм, подающего кислород в ЖРД № 4, вследствие гидравлического удара, вызванного "пушечным" отключением шести центральных двигателей НК-15, которые, согласно циклограмме полета, примерно через 90 с после старта отключаются для уменьшения перегрузок при выведении и экономии топлива.

Четыре неудачных пуска и особенно авария ракеты № 7Л угнетающе подействовали на некоторых лиц в руководстве отрасли и ЦК партии. Но сами исполнители программы не унывали. Они понимали — всё закономерно: пока громадная и суперсовременная, более совершенная, чем американская "Сатурн-V", ракета учится летать, аварии неизбежны. В носителе № 8Л разработчики постарались учесть все полученные ранее результаты лётных испытаний. Ракета значительно потяжелела, но у её создателей не было никаких сомнений в том, что взрывов и пожаров блока "А" уже не будет, и пятый пуск решит задачу полета беспилотной экспедиции Л-3 по упрощенной схеме без посадки на лунную поверхность.

К началу 1974 г. ракета № 8Л была собрана. На всех ее ступенях начали монтаж многократных ЖРД. Новый двигатель НК-33 блока "А" представлял собой модернизированный вариант НК-15 с существенно повышенной надежностью и работоспособностью. Его можно было испытывать многократно без съёма со стенда и переборки, а после установки устанавливать на лётный экземпляр носителя. Пневмогидравлическую схему частично усовершенствовали и упростили: количество элементов пировавтоматики уменьшилось с 12 до 7. Уникальная безаварийная наземная отработка всех новых ЖРД в период 1969-1972 гг. давала уверенность в успешном пятом пуске ракеты, намеченном на IV квартал 1974 г.

Снятие академика В. Мишина с поста руководителя ОКБ-1 и назначение на его место в мае 1974 г. В. Глушко, неожиданное для многих, привело к тому, что работы по Н1 во вновь образованном НПО "Энергия" в кратчайший срок полностью свернули. Официальным (формальным) поводом закрытия проекта стало "отсутствие тяжёлых полезных грузов, соответствующих грузоподъёмности носителя". В 1976 г. предприятие переключилось на создание новой ракетно-космической системы "Энергия" — "Буря" — стратегической альтернативы американскому кораблю "Спейс-Шаттл".

По мнению многих специалистов, программу тяжелого носителя закрыли совершенно необоснованно. Отнюдь не двигатели повинны в этом: ЖРД Н.Д. Кузнецова, созданные более 20 лет назад, по-прежнему остаются в ряду самых выдающихся образцов техники мирового класса.

И, конечно, не на голом месте королевское ОКБ-1 впоследствии добилось первого же удачного пуска новой ракетно-космической системы "Энергия".

(Продолжение следует)

DIGEST

Four unsuccessful launches of N1 rocket boosters and, especially, the last crash of the №7L rocket caused depression and disappointment in aerospace industry authorities and members of the Central Committee of Communist Party. Academician V. Mishin retirement in May 1974 and assignment of V. Glushko as the head of ОКБ-1 (Design Bureau-1), surprisingly for the majority, caused works on N-1 to be shelved in a short time at a newly established "Energy" company. In 1976 the company switched to development of a new space-rocket system called "Buran" being a strategic alternative to USA "Space-Shuttle".

HUGE IS SEEN AT DISTANCE



ПРАВИЛО – НЕ ДОГМА, А РУКОВОДСТВО К ДЕЙСТВИЮ

Геннадий Абрамов,
директор Российского
Речного Регистра, к.т.н.

Павел Бажан,
научный эксперт Российского
Речного Регистра, д.т.н.

Нонна Нечепуренко,
руководитель группы Российского
Речного Регистра

Известно, что для обеспечения высокого качества продукции на предприятиях существует система контроля, охватывающая весь цикл производства от приемки сырья до сдачи готовых изделий потребителю. На предприятиях ВПК помимо ОТК существует также военная приемка продукции представителями Министерства обороны. Аналогичная система существует и в структуре Министерства транспорта РФ, одним из элементов которой является Российский Речной Регистр. Постановлением Правительства Российской Федерации от 5 июля 1994 г. № 780 "О Российском Речном Регистре" на него возложен государственный технический надзор:

- за проектированием, постройкой и испытаниями судов внутреннего и смешанного (река – море) плавания;
- за изготовлением судового оборудования, материалов и изделий, применяемых в судостроении и судоремонте;
- за технической эксплуатацией судов;
- за безопасностью эксплуатации судоходных гидротехнических сооружений.

Речной Регистр состоит из Главного управления, находящегося в Москве, и 14 инспекций, являющихся его филиалами во всех водных бассейнах России. В их числе более ста участков инспекций в пунктах строительства, ремонта, эксплуатации и отстоя флота, изготовления материалов и изделий. Его деятельность основана на Положении о Российском Речном Регистре, утвержденном приказом № 3 Министерства транспорта РФ от 16 января 1995 г., законах и постановлениях Правительства, приказах и распоряжениях Министерства транспорта. При осуществлении надзорной деятельности Речной Регистр руководствуется Правилами (разрабатываемыми и утверждаемыми в установленном порядке и являющимися техническими регламентами), в число которых входят:

- Правила классификации и постройки судов внутреннего плавания Российского Речного Регистра (15 частей);
- Правила классификации и постройки судов смешанного плавания;
- Правила по грузоподъемным устройствам судов внутреннего и смешанного плавания;

- Правила экологической безопасности судов внутреннего и смешанного плавания;
- Правила технического надзора за судами в эксплуатации;
- Правила технического надзора за постройкой судов и изготовлением материалов и изделий.

Кроме того, Речным Регистром издаются инструкции, руководства, методики и инструктивные письма с детализацией требований Правил и их толкованием.

Независимо от форм собственности и организационно-правовых форм Правила и дополнительные требования Речного Регистра являются обязательными для всех физических и юридических лиц, осуществляющих проектирование, строительство, переоборудование, модернизацию, ремонт, эксплуатацию судов внутреннего и смешанного плавания, изготовление изделий и материалов.

Надзор за проектированием, изготовлением, монтажом, испытаниями и эксплуатацией двигателей внутреннего сгорания (ДВС) регламентирован в различных частях Правил (том 2): VI (Механические установки), VII (Системы и трубопроводы), VIII (Механизмы), IX (Аварийные электрические установки), XIII (Материалы),

XIV (Сварка), XV (Автоматизация). Определяется он также Правилами технического надзора за судами в эксплуатации (ПТНЭ), Правилами технического надзора за постройкой судов и изготовлением материалов и изделий (ПТНП) и инструктивными письмами Речного Регистра.

Что касается двигателей внутреннего сгорания, то Речной Регистр осуществляет технический надзор за изготовлением ДВС мощностью 55 кВт и выше, их монтажом и испытаниями при постройке судна. Особое внимание уделяется двигателям, входящим в состав энергетических установок речных судов и предназначенным для приведения в действие движителей, судовых генераторов и оборудования. Обусловлено это тем, что они работают в широком диапазоне эксплуатационных нагрузок, зависящих как от изменения путевой и метеорологической обстановок (связанного с прохождением узкостей, извилистых участков фарватера, а также волнением, ветром и т.д.), так и от характера выполняемой работы (буксировка воза, толкание, работа на швартовах).

В Правилах нет требований по экономичности двигателя, они не определяют срок службы, удельный вес и удельный расход топлива. Но в них содержатся, например, требования к материалам, из которых изготавливаются детали двигателей, порядку испытаний деталей, работающих при избыточном давлении и, конечно, самого двигателя, как правило, дизельного. В общем, роль Правил в развитии отечественного дизелестроения заключается прежде всего в том, что они содержат требования конструктивного и эксплуатационного характера, направленные на обеспечение нормальной работы двигателя в течение навигационного периода на всех эксплуатационных режимах. Поэтому конструктивное исполнение двигателей, с учетом требований Правил, должно предусматривать:

- возможность работы с кратковременной перегрузкой;
- гарантированный пуск в холодное время года;
- гарантированные реверсивные качества;
- отсутствие запретных зон, обусловленных крутильными колебаниями;
- наличие регулятора, автоматически поддерживающего заданную частоту вращения;
- надежную и безопасную работу топливной аппаратуры, системы смазки, газовыхлопа;
- наличие контрольно-измерительных приборов, отслеживающих основные параметры двигателя.

Речной Регистр осуществляет надзор за проектированием, изготовлением и эксплуатацией как судна в целом, так и его элементов на всех стадиях жизненного цикла: от проверки соблюдения всех требований при согласовании технической документации до определения пригодности изделия для дальнейшей эксплуатации при достижении предельного технического состояния. И на каждой стадии надзор осуществляет инспектор Речного Регистра (Инспектор).

Так, на дизелестроительном заводе Инспектор участвует в согласовании технического проекта и технической документации на основные детали и узлы судового дизеля (в том числе расчетов на прочность). В дальнейшем он наблюдает за изготовлением, испытанием материалов и готовых изделий, сборкой дизеля и его стендовыми испытаниями, а также составляет и выдает сертификат на вновь построенный двигатель.

При выполнении специализированным предприятием капитального ремонта дизелей Инспектор осуществляет надзор за всеми стадиями этого процесса, составляет и выдает сертификат Речного Регистра на отремонтированный двигатель.

На судостроительном предприятии Инспектор наблюдает за монтажом дизелей на судне, проведением швартовых и ходовых испытаний, согласовывает судовую документацию, проводит первоначальное освидетельствование и выдает на судно документы Речного Регистра.

На базе флота Инспектор проводит периодические (ежегодные, очередные и т.д.) освидетельствования судна и его элементов, в том числе главных и вспомогательных дизелей. В своей ра-

боте он использует формуляры, акты обмеров, испытаний, важные машинные журналы и другую документацию судовладельца, в необходимых случаях требует проведения контрольных измерений и проверки в действии. По результатам освидетельствования Инспектор принимает решение о выдаче документов Речного Регистра на годность к плаванию, выставляя в необходимых случаях список замечаний, подлежащих устранению к назначенному сроку. В случае невозможности их устранения двигателя, а вместе с ними и судно в целом признаются негодными и их эксплуатация запрещается.

Благодаря такой структуре, охватывающей все этапы жизненного цикла судна, обеспечивается главная цель надзора — безопасность.

Ясно, что для обеспечения надлежащего уровня надзора Правила необходимо непрерывно совершенствовать, учитывая тенденции технического прогресса, развитие экономических отношений, изменение форм собственности и т.д. Поэтому Правила Российского Речного Регистра находятся на постоянном научно-техническом сопровождении высококвалифицированными научными работниками многих отраслей. Их периодически переиздают, а устаревшие или не оправдавшие себя требования из них изымают.

К примеру, когда возникла необходимость сокращения штата судовой команды, появились требования Правил по автоматизации, выполнение которых обеспечило безопасную эксплуатацию судна в этих условиях. Автоматизация дизельной установки не только облегчает ее обслуживание, но и повышает безаварийность. Системы сигнализации и защиты контролируют основные параметры двигателя, в том числе:

- давление смазочного масла на входе;
- частоту вращения коленчатого вала;
- температуру охлаждающей жидкости и смазочного масла на выходе;
- давление воды во внутреннем контуре охлаждения.

Выполнение требований Правил по автоматизации дает возможность эксплуатировать суда без вахты в машинном отделении.

Весьма актуальна в настоящее время проблема охраны атмосферного воздуха от вредных выбросов. Международная морская организация (ИМО) постановила, что к 2000 г. содержание NO_x и SO_x в отработавших газах судовых дизелей должно быть снижено. Комитет по внутреннему транспорту Европейской экономической комиссии принял этот вопрос к проработке. Речной Регистр как член российской делегации, принимает участие в этой работе, результаты которой найдут свое отражение в Правилах, а требования Правил, в свою очередь, воплотятся в конструкции дизелей. Ограничение выбросов SO_x уже нашло свое отражение в новом государственном стандарте на дизельное топливо, где снижена массовая доля серы.

Однако следует отметить, что Правила Российского Речного Регистра, как и Правила других классификационных обществ, например Российского Морского Регистра Судоходства, Германского Ллойда, являясь гарантом безопасности, в определенной степени должны нести в себе элементы здорового консерватизма, заключающегося в том, чтобы сохранить найденные и отработанные годами зарекомендовавшие себя отдельные технические требования, не потерявшие актуальность в современную эпоху.

Выпуск новой редакции Правил намечен на 2000 г., при этом их структура существенно изменяется: отдельные части Правил укрупняются, вводятся новые требования, проводится перекомпоновка и в необходимых случаях производится корректировка действующих требований. Особенно большие изменения произойдут в той части Правил, которая относится к двигателям внутреннего сгорания.

Регистром разработана долгосрочная техническая политика в отношении совершенствования Правил. Одним из ее положений является создание в перспективе специального подразделения Речного Регистра, предназначенного для выполнения поверочных расчетов на прочность корпуса судна и ответственных деталей объектов судовой техники. Это под-

разделение будет производить расчеты по исходным данным, представляемым проектной организацией, и должно располагать достаточно большим комплектом программных продуктов высокого уровня, в которых реализованы методики расчета, разработанные или признанные Речным Регистром. Тем самым предполагается, что проектная организация сможет выполнять расчеты элементов корпуса и ответственных деталей объектов судовой техники на прочность по любым методикам, но в случае, когда совпадение с результатами расчетов, выполненных Речным Регистром, будет неудовлетворительным, документация на изделие возвращается для доработки. Ясно, что методики Речного Регистра должны быть максимально достоверными, базироваться на современных вычислительных платформах, отражать последние достижения научно-технического прогресса и непрерывно совершенствоваться.

При подготовке Правил к переизданию в 2000 г. реализуются первые шаги в заявленном направлении. К примеру, громоздкие и трудоемкие ручные расчеты коленчатого вала и зубчатых передач двигателей внутреннего сгорания вынесены в отдельные Руководства. При этом в основу расчетов положены новые подходы, базирующиеся на современных вычислительных платформах с широким применением персональных вычислительных машин. Так, в Руководстве по расчету на прочность коленчатых валов ДВС изложены методики расчета статической и усталостной прочности вала по разрезной и неразрезной схемам. Предполагается, что расчеты по неразрезной схеме или по разрезной схеме с использованием 3D метода конечных элементов будут применяться в тех случаях, когда:

- коэффициенты запаса статической и/или усталостной прочности, рассчитанные с помощью одномерных моделей, основывающихся на разрезной схеме, слишком малы;

- существуют опасения, что из-за недостаточной жесткости опор и элементов конструкции фундамента двигателя на определенных режимах работы возможно ухудшение напряженно-деформированного состояния вала (в предыдущих методиках расчета на прочность по разрезной схеме делалось допущение об использовании абсолютно жесткой конструкции).

Особенностью требуемого в Руководстве расчета напряжений по разрезной схеме является определение напряжений в каждом колене по углу поворота коленчатого вала с шагом не более 5° , т. е. расчеты выполняются как бы в режиме квазидинамики. Другим отличительным свойством рассматриваемой методики является учет концентрации напряжений в галтелях и местах выхода смазочных отверстий. При этом коэффициенты концентрации напряжений оцениваются с помощью формул, выведенных на основе рекомендаций международной ассоциации классификационных обществ (МАКО) и данных заводоизготовителей судовых дизелей.

Для расчета коэффициентов запаса усталостной прочности в Руководстве рекомендуется методика Р.С. Кинасошвили с описанием коэффициентов концентрации напряжений с помощью корреляционных и регрессионных уравнений, полученных по данным А.С. Лейкина, С.В. Серенсена и др.

Основные положения Руководства по определению напряженно-деформированного состояния коленчатого вала как объ-

емной конструкции с учетом пространственного характера приложения нагрузки ориентированы на использование системы I-DEAS фирмы SDRC (США).

Разработано также Руководство по расчету зубчатых передач на прочность. Оно распространяется на внешние и внутренние эвольвентные зацепления с прямыми, косыми или шевронными зубьями с линейным или точечным контактом, а также на конические эвольвентные поверхности с прямыми, круговыми или тангенциальными зубьями, работающими со смазкой маслом и окружными скоростями до 70 м/с. Методики, представленные в этом Руководстве, по уровню сложности можно было бы отнести к инженерным, так как в них поставленные задачи решаются без анализа объемного напряженно-деформированного состояния зубчатых венцов. Но их нельзя считать и упрощенными, поскольку для выполнения расчетов необходимо использовать большое количество параметров, характеризующих точность изготовления зубчатых колес и погрешности контакта зубьев. Методики расчета цилиндрических зубчатых передач ориентированы на использование хорошо проверенных подходов и уравнений изложенных в ГОСТ 21354-87. Используются и разработки специалистов ЯрГТУ под руководством д.т.н., проф. В.В. Брагина и МГТУ им. Баумана под руководством д.т.н., проф. Л.Н. Решетова и д.т.н., проф. Г.А. Снесарева.

Конические прямозубые колеса рассчитываются по методике расчета цилиндрических колес путем введения дополнительных конусов в среднем сечении зуба и эквивалентных зубчатых колес. При этом для определения коэффициентов, учитывающих неравномерность распределения нагрузки по длине контактных линий, используются полученные авторами статьи корреляционные зависимости. Так, благодаря использованию понятия биэквивалентного зубчатого колеса, расчет конических зубчатых передач с непрямыми, в том числе круговыми, зубьями также сведен к расчету цилиндрических зубчатых передач.

В настоящее время выполняется работа, направленная на усовершенствование Руководства путем введения разделов, описывающих принципы использования современных программных продуктов для:

- разработки трехмерных моделей зубчатого зацепления, а не отдельно шестерни и колеса, с помощью CAD/CAM/CAE систем;
- создания конечно-элементной модели;
- расчета пространственного напряженно-деформированного состояния шестерни и зубчатого колеса;
- расчета показателей поверхностной и глубинной контактной прочности;
- расчета выносливости при изгибе.

В последующих (после 2000 г.) изданиях Правил предполагается продолжить их реструктуризацию с целью обеспечения большего удобства пользователей. Все трудоемкие расчеты будут вынесены за рамки непосредственно Правил, а в самих Правилах учтены интересы Администрации флага, страхователей, грузовладельцев. Изменится действующая система классификации и освидетельствований, в том числе на основе использования компьютерных технологий. Правила станут основой для дальнейшего развития как речного флота в целом, так и его двигателестроения.

DIGEST

Based on RF decree #780 dated July 5, 1994 "About the Russian River Register", the following state technical supervision are laid on the River Register authorities: designing, construction and tests of river and sea-river transport; manufacturing of ship equipment, materials and products used in shipbuilding and repairing; technical operation of ships; safe operation of navigable water-development works. In realization of supervising activity the River Register is guided by rules issued and approved in the established order. The River Register undertakes technical supervision of > 50-kW internal combustion engine manufacturing, their installation and tests during shipbuilding. The special attention is paid to engines included in structure of power installations of river ships and intended for actuating motors, ship generators and accessories. It is caused by the fact that these engines operate within wide range of operational loads depending on change of navigation and meteorological conditions as well as nature of the works performed. The role of the rules in the development of Russian diesel-building, first of all, resides in the fact that they include the requirements to structure and operation aiming at normal engine operation during navigating period and at all operating conditions.

RULE – NOT DOGMA BUT GUIDE TO ACTION



Итоговое годовое собрание Ассоциации "Союз авиационного двигателестроения" (АССАД) состоялось 25 марта 1999 г. в Москве. На проспек

туются прозрачными. И нет в едином комплексе интересов, выше интересов дела. Во всем этом немалая заслуга именно АССАД, сумевшей убедить ру-

го авиадвигателестроения. (Подробная информация о слушаниях в №1 журнала, прим. ред.). Серьезная подготовка и заинтересованные вы-

носящими правление Ассоциации, их личным весом и авторитетом как специалистов в отрасли и административных кругах и той работой, которую эти люди проводят.

Именно такие выводы можно сделать, анализируя материалы прошедшего собрания. Единогласно была одобрена деятельность руководства Ассоциации за прошедший год, большая часть которой сводилась к поддержанию связей между членами когда-то единой отрасли. Это — постоянная забота и основная часть работы Союза. На собрании было одобрено принятие новых членов в Ассоциацию и исключены из ее состава некоторые фирмы (как отечественные, так и иностранные), не сумевшие выжить в условиях рынка. Была принята перспективная программа работ, в которой конкретизированы направления



Буденного съехались руководители и главные специалисты всех предприятий — членов Ассоциации. С момента организации в 1991 г. этот Союз давно уже перерос рамки корпоративно-авиадвигательной организации и, несмотря на то, что подавляющее большинство его членов — авиадвигателестроители, теперь в него входят уже и агрегатчики, и металлурги, и представители смежных отраслей.

Завидное единение демонстрируют авиадвигателестроители: хотя Советский Союз распался и предприятия-смежники зачастую разделены границами, для общей работы организаций недавно еще единой отрасли эти границы оста-

ются прозрачными. И нет в едином комплексе интересов, выше интересов дела. Во всем этом немалая заслуга именно АССАД, сумевшей убедить руководство России и ныне сопредельных стран в необходимости поддерживать одну из немногих отечественных отраслей, остающейся до сих пор конкурентоспособной на международном рынке.

За это время авторитет Ассоциации у руководства страны упрочился. Все предложения по дальнейшему развитию отрасли в обязательном порядке проходили через экспертизу АССАД, чаще, — генерировались по ее инициативе. Это прекрасно показали, например, прошедшие по инициативе АССАД в октябре прошлого года в Государственной Думе слушания по вопросу о состоянии и перспективах развития отечественно-



ступления руководителей и отрасли и страны predeterminedели деловые решения, исполнение которых дает перспективу развития двигателестроения. Во многом, конечно, успех такой работы Союза обеспечен людьми, представ-

ляющими Ассоциацию по взаимодействию с органами власти, координации работ предприятий, укреплению деловых связей организаций, выставочной деятельности.

Соб. инф.



ММПП "Салют" — старейшее отечественное предприятие, занимающееся авиационным моторостроением на протяжении 87 лет. Начав с воспроизведения французского 80-сильного "Гнома", небольшой сборочный цех к середине тридцатых превратился в крупный завод.

С 1947 г. завод первым в стране приступил к серийному изготовлению турбореактивных двигателей, начав с отечественного ТРД ТР-1. Затем выпускались: АЛ-7Ф, АЛ-21Ф, Р-15Б-300. В 1984 г. ММПП "Салют" перешло к выпуску ТРДД АЛ-31Ф — двигателя всемирно известных самолетов семейства Су-27.

Обеспечение высокого качества, в том числе ресурса и надежности газотурбинных двигателей — главная задача ММПП "Салют", признанного лидера отрасли в области разработки и внедрения новейших достижений технологии. Именно они, новые технологии, открывают дорогу конструктивному совершенствованию газотурбинных двигателей на всех этапах их создания.

"SALUT" MOSCOW MACHINE-BUILDING COMPANY —
DEVELOPMENT AND IMPLEMENTATION OF
NEW TECHNOLOGIES

"Salut" — the oldest Russian company involved in aviation engine building for 87 years. Starting from reproduction of the French 80-power "Gnome", a small assembly shop converted to a large facility by the middle of 30s.

Since 1947 the company has begun manufacturing of turbojet engines. First was the Russian TR-1 turbojet. Then they started manufacturing of AL-7F, AL-21F, R-15B-300 engines. Beginning in 1998, "Salut" proceeded to production of AL-31F turbofan — the engine of Su-27 famous family.

High quality, service life and reliability of gas-turbine engines are the major goals of "Salut" being recognized as the leader in the area of development and implementation of advanced technologies. Just they, new technologies, open way for principle improvements of GTE at all stages of the development.

ММПП "САЛЮТ" — РАЗРАБОТКА И ВНЕДРЕНИЕ НОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ



Мэр Москвы Ю.М. Лужков
на ММПП "Салют"

Visit of Mr. Y. M. Luzhkov,
Moscow Mayor, to "Salut" Co.

Заготовительные технологические процессы (ТП) — литье и обработка давлением — обеспечивают требуемые геометрические параметры, внутреннюю структуру и физико-механические свойства заготовок. Общая тенденция развития ТП данной группы — разработка бесприпусковой и малоприпусковой технологий.

В литейном производстве на ММПП "Салют" широко применяется прогрессивная технология изготовления монокристаллических рабочих лопаток турбины из жаропрочных сплавов и тонкостенных отливок в условиях вакуума. Высокое качество жаропрочных сплавов достигается благодаря выплавки их в вакуумных индукционных печах полунепрерывного действия. Качество отливки регулируется путем изменения функциональных параметров технологического процесса. Пластичность и ударная вязкость сплава повышается в 1,5...2 раза. Детали



Single-crystal castings of
cooled blades

Монокристалльные отливки
охлаждаемых лопаток

The processes of semi-finished products production — casting and plastic metal working — provide required geometrical parameters, internal structure and physical-mechanical properties of blanks and ingots. The general trend in this group of processes is the development of technology providing low and zero allowances for machining.

An advanced technologies of single-crystal turbine blades casted from high-temperature superalloys and vacuum casting of thin-walled structures are widely used at "Salut". The high quality of superalloys is achieved by melting in vacuum semi-continuous induction furnaces. The quality of castings is controlled by the process parameters. The ductility and impact strength of alloys increases 1,5...2 times. The components are characterized by long-term high temperature strength and improved operational characteristics.

Press forging technologies are isothermal forging of blades and discs, high-energy-rate forming of net-size forgings, explosion forging, expanding of ring parts, rotary drawing of cowlings, shafts, discs and casing parts, electric upsetting used for shaping of high-temperature resistant materials, full-depth drawing of titanium alloys.

The isothermal forging is used in manufacturing of net-size forgings for heavy-loaded components of complex shapes produced from structural materials, e.g. blades. It provides high accuracy and necessary surface roughness of semi-products that is comparable to finish machining and makes possible 2 or 3 times decrease of metal wastes.



Atomized line of
sheet forming

Роботизированный участок
листовой штамповки

отличаются стабильной длительной жаропрочностью и улучшенными эксплуатационными характеристиками.

В кузнечно-штамповочном производстве используется изотермическая штамповка лопаток и дисков, высокоскоростная штамповка точных заготовок, штамповка взрывом, раскатка кольцевых деталей, ротационная вытяжка заготовок обечаек, валов, дисков, корпусных деталей, электровысадка при фасонировании заготовок из жаропрочных материалов, глубокая вытяжка титана.

Изотермическая штамповка применяется при изготовлении точных заготовок ответственных высоконагруженных деталей сложной формы из различных конструкционных материалов, в частности лопаток. Она обеспечивает достижение уровней точности и шероховатости поверхности заготовок, сопоставимых с уровнями этих параметров в чистовых операциях механической обработки и позволяет в 2...3 раза сократить расход металла.



Печь УВНК-12

UVNK-12 furnace

Для изготовления обечаек сложной формы из высокопрочного титанового сплава типа VT20 разработана технология газовакуумной изотермической штамповки с нагревом деформируемого материала до $T = 800...950$ °С.

Формообразующие ТП — высокоскоростное резание и скоростное протягивание, вибрационное сверление и развертывание и глубинное шлифование — повышают производительность в 3...5 раз, улучшают качество обрабатываемой поверхности и повышают надежность деталей.

Глубинное шлифование применяется для обработки замков и бандажных полок рабочих лопаток турбины. Оно обладает высокой стабильностью по точности изготовления профиля замка, обеспечивает снижение шероховатости обрабатываемых поверхностей, устойчивое формирование сжимающих остаточных напряжений и соответственно повышение предела выносливости на 30 %.

"Салют" явился инициатором широкого использования вибросверления не только в отечественном, но и в мировом машиностроении. Суть вибрационной обработки отверстий заключается в наложении на обычную схему сверления дополнительных осе-



Вибросверлильный станок ВС-VI

VS-VI vibrodrilling press



Цех изготовления дисков и корпусных деталей

Workshop of discs and case components manufacturing

The gas-vacuum isothermal forging technology with pre-heating of the material to $800...950$ °С was developed specially for manufacturing of intricately shaped cowlings from high-temperature VT20 titanium alloy.

The shaping technological processes — high-speed cutting and high-speed broaching, vibration drilling, reaming and internal grinding — increase 3...5 times production rate, improve surface quality and increase reliability of components.



Вибросверлильный станок ABC-3

AVS- vibrodrilling press

The internal grinding is used in finishing of turbine blade roots and shrouds. It provides high and stable accuracy in manufacturing of blade dovetails, decreases surface roughness, results in consistent compressive residual stresses and, consequently, increases ultimate strength by 30 %.

"Salut" company was an initiator of making wide use of vibrodrilling not only in Russian but abroad. The essence of vibromachining is imposing additional low-frequency vibrations on the commonly used drilling scheme that results in chips crushing. The vibrodrilling is mostly efficiently used in machining of deep holes in such difficult-to-machine materials as high-temperature and corrosive resistant steels and alloys, including titanium.

The electrophysical and electrochemical methods are widely used at "Salut".

вых колебаний низкой частоты, обеспечивающих дробление стружки. Наиболее эффективно применение вибрационной обработки глубоких отверстий в труднообрабатываемых материалах: жаропрочных, коррозионно-стойких сталях и сплавах, в том числе титановых.



Станок для электроэрозионной обработки деталей

Electro-erosion machine

На ММПП "Салют" широко применяются электрофизические и электрохимические методы обработки.

Электрофизические методы — электронно-лучевая, лазерная и электроэрозионная обработка — применяются для перфорации лопаток и других деталей двигателей. Лазерная технология используется для раскроя листов из труднообрабатываемых сплавов, зачистки облоя керамических стержней, а электроэрозионная — для перфорации обшивок звукопоглощающих конструкций, в том числе обшивок двойной кривизны, получения поверхностей различной конфигурации, обработки пазов.

Электрохимические методы используются для получения окон, каналов, отверстий в различных деталях. Применяются в сочетании с процессами резания, и в частности при шлифовании абразивными и алмазными токопроводящими кругами.

Технологические процессы модификации поверхности обеспечивают повышение физико-химических свойств поверхностного слоя — усталостной прочности, износостойкости, эрозионной стойкости, жаростойкости. К этой группе ТП относятся поверхностно-пластическая деформация, химико-термическая обработка, ионная имплантация, электроискровое легирование, плазменно-дуговое, детонационное нанесение покрытий, микродуговое окисление и т.д.

Применяемая на ММПП "Салют" вакуумно-плазменная технология высоких энергий позволяет наносить многокомпонентные покрытия из металлов, их сплавов, нитридов, карбидов, керметов на рабочие поверхности деталей ГТД защищающие их от агрессивных воздействий внешней среды. Она обеспечивает получение беспористых и субмелкозернистых покрытий.

Технологические процессы сварки и пайки гарантируют в соединении свойства, близкие к свойствам основного материала, геометрическую точность и герметичность. Этим требованиям отвечают автоматическая аргонодуговая сварка, электронно-лучевая, лазерная сварка, сварка с охлаждением шва, диффузионная сварка, пайка несвариваемых жаропрочных сплавов.

С помощью электронно-лучевой сварки получают соединения неограниченной толщины, малые размеры сварных швов, незначительные зоны термического влияния, малое коробление деталей. Прочность шва при электронно-лучевой сварке близка к прочности основного материала.

The electrophysical methods - electron beam, lasers and electro-erosion machining — are used for blades and other engine components perforation. The laser technology is used for cutting of difficult-to-machine sheet materials and trimming the flash from ceramic rods. The electro-erosion technology is used for perforation of sound-absorbing structures including double curved casings and surfaces of various configurations, machining of grooves.

The electrochemical methods are used for making holes, openings and channels in components. They are combined with cutting processes, and, in particular, grinding by abrasive and diamond conductive wheels.

The technological processes for surface modification increase physical-chemical properties (e.g. fatigue strength, wear resistance, erosion resistance, heat resistance) of a surface layer. This group of processes includes surface plastic deformation, chemical heat treatment, ion implantation technique, electrospark alloying, plasma spraying, detonation coating, micro-arc oxidation, etc.



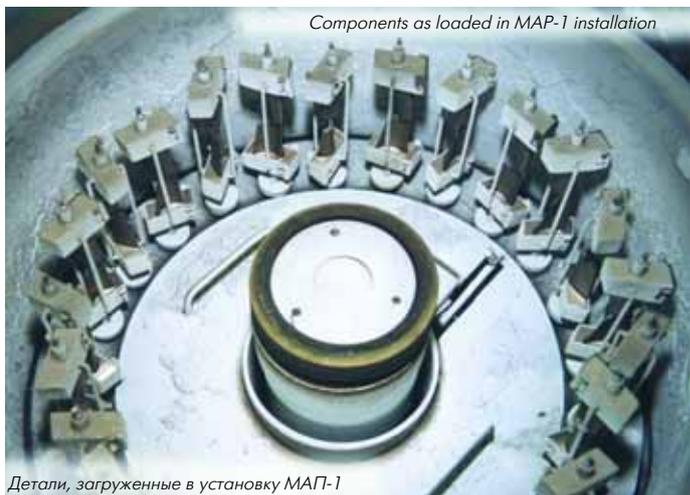
ARC-welding machine

Установка электронно-лучевой сварки

"Salut" company uses the vacuum-plasma high-energy technology making possible to apply multi-component protective coatings of metals, their alloys, nitrides, carbides, ceramic materials to working surfaces of GTE components. The technology provides non-porous and ultra-fine grained coatings.

Welding and soldering processes guarantee the same properties of welds and seams as properties of the base material together with geometric accuracy and tightness. The automatic argon-arc welding, electron-beam welding, laser welding, welding with cooling of welds, diffusion welding, soldering of non-welded heat resistant alloys fully meet these requirements.

The electron beam welding makes possible to achieve welds of unlimited thickness, small welds with negligible zones of heat influence and small distortion of components. Strength of argon-arc



Components as loaded in MAP-1 installation

Детали, загруженные в установку МАП-1

На ММП "Салют" лазерные технологии применяются для обработки деталей из труднообрабатываемых жаропрочных материалов, в том числе керамических и композиционных, для резки листовых материалов, перфорации отверстий, зачистки облоя и округления кромок керамических стержней.

Контроль и испытания способствуют объективной оценке качества продукции, функционирования узлов и изделия в целом. При этом используются быстродействующие координатно-измерительные машины, измерительные комплексы с применением вычислительной техники, системы диагностического контроля на базе микропроцессорной техники. Используются вихретоковые дефектоскопы, ультразвуковые толщиномеры, радиометры (для контроля адгезии покрытий), разработаны ядерно-физические методы контроля покрытий и т.д.

Качество двигателей определяется в стендовых испытаниях. Важнейшим условием обеспечения высокого качества является автоматизация процессов испытаний на базе средств вычислительной техники. При этом производится автоматическое измерение и регистрация контролируемых параметров на установившихся и переходных режимах работы двигателя, математическая обработка результатов измерений и вычисление комплексных (расчетных) параметров и другие операции.

На ММП "Салют" производство сертифицировано аккредитованными органами РФ и зарубежными компаниями, в том числе немецкой фирмой.



Checking of press-forms on coordinate-measuring machine

Контроль пресс-формы на координатно-измерительной машине

welds is similar to strength of the base material.

The laser technologies at "Salut" are used for treatment of difficult-to-machine superalloy components (including ceramic and composite materials), for cutting of sheet materials, perforation, trimming the flash and smoothing edges of ceramic rods.

Control and testing helps in an objective assessment and checks of product quality, operability of sub-assembly units and a component as a whole. The fast-responding coordinate-measuring machines, computerized measuring systems, microprocessor-based diagnostic systems are used for these purposes.

The eddy-current flaw detectors, ultrasonic thickness gauges,



Gear-grinding machine

Зубошлифовальное оборудование

radiometers for the adhesion control of coatings as well as a newly developed nuclear-physical testing methods of coatings find wide application at the company.

The engine performances are checked at the company's test facilities.



An important requirement to high-quality testing is the automation of tests by using computer aids. The automatic measurements and registration of controllable parameters under stable and transient conditions of engine operation, mathematical processing of measurements, computation of complex (design) parameters and other functions are provided.

Technologies of "Salut" company are certified and approved by the accredited organizations of the Russian Federation and foreign companies, including company from Germany.



Выступление директора отдела по продажам в Восточной Европе
фирмы WFL господина Кристеля

В Москве 18 и 19 мая 1999 г. на ММПП "Салют" состоялся 3-й Международный семинар "Современное оборудование в производстве газотурбинных двигателей и агрегатов", в котором приняли участие представители 22 предприятий авиадвигателестроительной отрасли, отраслевых НИИ и ОКБ, ВУЗов Москвы. На семинаре с сообщениями выступили сотрудники четырёх станкостроительных фирм: австрийской WFL и швейцарских AGIE, STARAG, REISHAUER. Эти сообщения вызвали большой интерес у представителей предприятий, выпускающих авиационную технику, а высокий профессиональный уровень подготовки и проведения семинара позволил его участникам подробно ознакомиться с информацией зарубежных фирм о выпускаемом ими оборудовании. На всевозможные вопросы предста-

вители зарубежных фирм отвечали не только во время докладов, но и в ходе экскурсии по цехам ММПП "Салют", его учебной базе и музею.

По итогам семинара было подготовлено решение, в котором его участники отметили, что:

— развитие современной технологии и подъем промышленного производства неразрывно связаны с совершенствованием технологических процессов на базе нового оборудования;

— в условиях сложившейся экономической ситуации в России, при которой уровень

производства основных видов техники достиг минимального уровня, одним из основных путей выхода из кризиса с учетом фактического состояния станкостроительной промышленности является закупка современного оборудования у зарубежных фирм. Однако поставки этого оборудования в нашу страну сдерживаются высокими налогами на добавочную стоимость и таможенными пошлинами, доходящими до 40 % стоимости оборудования, что

конкурентоспособность на мировом рынке.

Исходя из этого участники семинара приняли рекомендации:

1. Авиационным предприятиям Министерства авиакосмической промышленности, с целью снижения стоимости единицы оборудования, рассмотреть возможность формирования пакета заказов на зарубежное оборудование и его поставок через ММПП "Салют".

2. ММПП "Салют" рассмотреть вопрос о создании на его площадях центра гарантийного и технического обслуживания зарубежного оборудования, а также организации учебно-методической базы для персонала, обслуживающего это оборудо-

вание.

3. Оргкомитету семинара подготовить обращение в Правительство Российской Федерации с просьбой о снижении налогов и таможенных пошлин на новые виды зарубежного оборудования для предприятий авиакосмического комплекса.

4. Одобрить инициативу редакций "Российской газеты" и журналов "Двигатель", "Аэрокосмический курьер", "Авиапанорама", оказавших информационную поддержку в проведении семинара.

5. Проводить Международный семинар один раз в два года на ММПП "Салют".



Об оборудовании фирмы STARAG рассказывает
руководитель группы господин Ерзнкян

значительно снижает темп обновления основных фондов предприятий, увеличивает сроки и стоимость изготовления продукции, снижает её



Своими впечатлениями делится управляющий
фирмы AGIE господин Ханс Висс



С продукцией ММПП "Салют" знакомятся
представители российских предприятий

В истории российского авиационного двигателестроения еще не было случая, чтобы до появления двигателя "под крылом" самолета на весь мир объявлялось о намерении его создать. Именно на весь мир, поскольку 27 апреля 1999 г. в Москве состоялась презентация российско-американского двигателя ПС-90А2.



Уже из самого названия двигателя можно сделать вывод, что это одна из модификаций ПС-90, причем достаточно глубокая. Некоторые узлы, агрегаты и детали двигателя, а также его системы управления будут производиться в США, Франции, Германии и Швеции. Кроме того, зарубежные фирмы выполняют и некоторые другие работы. Так, американская компания "Пратт энд Уитни" будет выступать не только в роли инвестора, но и предполагает внести в ПС-90А2 новые конструкторские и технологические идеи.

ПС-90А2 — двигатель с характеристиками мирового уровня. Стоимость его обслуживания и ремонта, по оценкам, будет на 40 % ниже, чем у ПС-90А. Удешевление эксплуатации произойдет в основном благодаря повышению надежности и ресурса. Так, наработка на выключение в полете составит 100 тыс. ч против 30 тыс. ч, а срок службы — 12 лет против 7 у ПС-90А. Предполагается, что ресурс дисковых деталей будет не менее 5000 циклов, а ресурс лопаток — не менее 10 000 ч. КПД турбины возрастет почти на 2 %.

Предусматривается значительное снижение расхода топлива. Замена ПС-90А на ПС-90А2 позволит сэкономить 21 т керосина на 1000 ч работы только одного двигателя и 168 т после наработки 6000 ч. Авиакомпания также получат существенную экономию за счет снижения удельного рас-

хода масла: у нового двигателя он будет составлять 0,6 л/ч (у ПС-90А — 1 л/ч).

Удельная трудоемкость обслуживания ПС-90А2 на Ту-204 составит 0,115 ч/летн. ч, тогда как для ПС-90А она более чем вдвое выше (0,251 ч/летн. ч).

Большое внимание при создании нового двигателя будет уделено решению экологических проблем. Применение усовершенствованной камеры сгорания обеспечит двигателю ПС-90А2 соответствие нормам ИКАО 2004 г. по эмиссии вредных веществ, особенно по окислам азота NO_x . Что касается шумов, то они зависят не только от двига-

теля, но и от самолета. Так, Ту-204 (при $G_{взл} = 94,6$ т) с ПС-90А2 будет иметь запас по шуму, равный 12,4 дБ по сравнению с нормами Главы 3 стандарта ИКАО.

Предполагается, что двигатель найдет применение на самолетах различных типов, а также в наземных силовых установках.

В ходе представления технического проекта создания нового двигателя директор ГНЦ ЦИАМ РФ Владимир Скибин отметил, что ОАО "Авиадвигатель" сотрудничает с "Пратт энд Уитни" более семи лет и добились определенных успехов. Изменился имидж фирмы, вырос уровень конструкторских и расчетных работ, разработано семейство наземных газотурбинных установок. Повышаются ресурс и надежность. И хотя определенные недостатки ПС-90А остаются, российские и американские специалисты знают об этих "слабых местах", их ликвидация существенно улучшит характеристики двигателя, являющегося единственным в своем клас-

се тяги современным российским двигателем. Вполне естественно внимание к его судьбе со стороны авиационных специалистов — через несколько лет на мировом авиационном рынке будет предложена целая серия совершенных двигателей нового поколения, поэтому крайне важно не потерять темп модернизации ПС-90А.

Программа создания ПС-90А2 рассчитана на три года и финансируется компанией "Пратт энд Уитни". Производится двигатель будет в Перми. На состоявшейся пресс-конференции генеральный директор ОАО "Пермский моторный завод" и "Авиадвигатель" Юрий Решетников вновь подчеркнул, что программа сотрудничества с американской двигателестроительной компанией не просто взаимовыгодный проект. При отсутствии государственных инвестиций в разработку и производство новых двигателей это единственный шанс не только выжить, но и двигаться вперед. Составлявшаяся презентация позволяет надеяться, что процесс совершенствования двигателя ПС-90А будет доведен до конца.

Соб. инф.

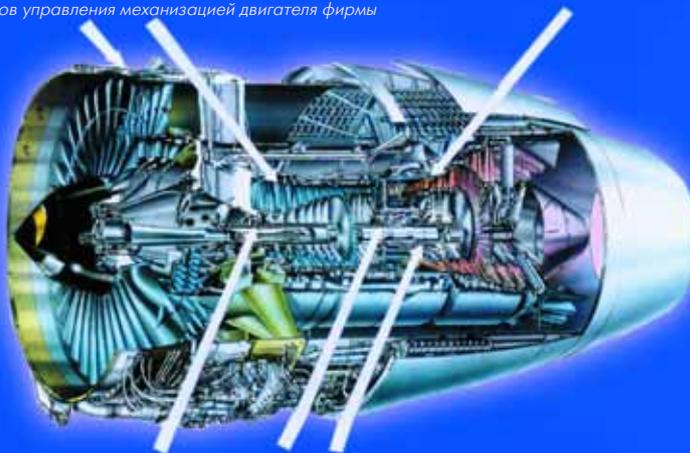
КОНСТРУКТИВНЫЕ ОТЛИЧИЯ

Совершенствование внешних систем путем использования:

- электронного регулятора фирмы Hamilton Standart (США);
- бортовой системы контроля состояния двигателя фирмы BGT (Германия);
- электроразъемов фирмы Deutch (Франция);
- пневмомеханизмов управления механизацией двигателя фирмы AlliedSignal (США).

Внедрение ТВД новой конструкции обеспечило:

- ресурс дисковых деталей не менее 5000 циклов;
- ресурс лопаток не менее 10 000 час;
- увеличение КПД турбины на 2 %;
- охлаждение 2-й ступени ТВД из-за 10-й ступени КВД (вместо 7-й).



Оптимизация конструкции опор путем:

- внедрения контактных графитовых уплотнений;
- улучшения теплового состояния подшипников и деталей опор;
- применения подшипников ведущих поставщиков для авиационных ГТД (FAG и SKF);
- повышение чистоты масляных полостей за счет внедрения фильтров фирмы PALL (США) более тонкой очистки и улучшения чистоты при сборке.

К ИСПЫТАНИЯМ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ 21 ВЕКА

Все крупнейшие зарубежные центры по испытаниям авиационных двигателей, такие как Центр им. Льюиса (NASA, США), Центр им. Арнольда (BBS США), Национальный центр в Фарнборо (Великобритания), Национальный центр в Сакле (Франция), на 80...90 % финансируются из государственного бюджета. И это не социальные дотации, а поддержка одного из ключевых звеньев чрезвычайно доходной отрасли экономики и поддержка "локомотивов" передовых технологий. В доходной части бюджета России поступления от продажи авиационной техники и технологий занимают далеко не последнее место. Но если из этих поступлений не отчислять минимально необходимые средства на новые разработки, будет ли что производить и продавать завтра?

Владимир Скибин,
директор ГНЦ ЦИАМ
Владимир Насонов,
начальник НИЦ ЦИАМ
Сергей Петров,
заместитель начальника НИЦ ЦИАМ

На берегу реки Москвы, недалеко от города Лыткарино, расположен крупнейший в Европе и единственный в России и СНГ испытательный центр по исследованию и доводке авиационных двигателей — Научно-испытательный центр Центрального института авиационного моторостроения (НИЦ ЦИАМ). Его создание началось в тяжелые для страны 50-е годы, когда бурное развитие реактивной авиации потребовало качественно новой, мощной экспериментальной базы. В короткие сроки были введены в строй высотная установка и первые испытательные стенды. Создание экспериментальной базы в Лыткарино стало реальностью благодаря тому, что эта задача получила ранг национальной. Здесь действительно концентрировались усилия промышленности всей страны.

Все годы существования НИЦ ЦИАМ постоянно развивался, решая всё усложняющиеся экспериментальные задачи, и превратился в один из крупнейших центров мира по исследованию и доводке авиационных двигателей. В распоряжении исследователей имеется более 50 стендов и установок, среди которых стенды для испытаний в высотно-скоростных условиях компрессоров, камер сгорания, турбин, входных устройств, сопел, теплообменников. Имеются стенды для проведения тепловых, аэродинамических, прочностных, акустических и других исследований двигателей в целом.

Здесь прошли опытную доводку практически все отечественные авиадвигатели. Обобщение материала исследований, а также результатов экспериментальных работ на стендах ОКБ, опыта летной эксплуатации дало основу для создания методик различных видов испытаний, для разработки обязательных требований к экспериментальной проверке эксплуатационных свойств авиационных двигателей. На этой же основе разрабатывалась и совершенствовалась методология всего процесса создания двигателей.

Испытания на стендах НИЦ ЦИАМ позволяли выявлять все недостатки исследовавшихся двигателей, а по их результатам отрабатывать мероприятия по устранению слабых мест конструкции, оптимизации работы систем. В ходе испытаний на стендах были десятки случаев разрушений опытных двигателей. Обнаружение и устранение дефектов во время стендовых испытаний на ранней

стадии создания двигателя позволяют избежать огромных потерь, связанных с серийным производством и эксплуатацией двигателя с несовершенными характеристиками и конструктивными недостатками. Многие вопросы опытной доводки двигателя можно успешно и эффективно решать только при высотных стендовых испытаниях. Так например, обнаруженное в эксплуатации двигателя ПС-90А коксообразование на элементах камеры сгорания, было воспроизведено в первых же испытаниях на высотном стенде, установлены причины дефекта и условия его проявления. Это позволило разработать конструктивные мероприятия по устранению нежелательного эффекта и экспериментально оценить все прямые и побочные эффекты проводимых работ.

Высокая степень экспериментальной отработки, в том числе на экспериментальной базе института, позволила создавать в разное время такие двигатели, как ВД-7, АИ-20, НК-8, Р-25, ТВ3-117, Д30Ф6, РД-33, АЛ-31Ф, не уступающие, а порой и превосходящие по своим характеристикам зарубежные моторы.

В конце 80-х гг. в ЦИАМ, других институтах и ОКБ отрасли был накоплен огромный опыт создания авиационных двигателей IV поколения. На этой солидной основе был проработан облик двигателей V и VI поколений и развернуты работы по созданию необходимого научно-технического задела, по разработке критических технологий. Перед исследователями встали новые задачи, для решения которых к началу 90-х годов были развернуты работы по широкомасштабной модернизации и развитию отраслевой экспериментальной базы. Однако в связи с резким сокращением централизованного финансирования этих работ в 1992-1993 гг., строительство крупных объектов было остановлено. Другие работы, после переоценки их приоритетности и с учетом имеющегося материально-технического задела, были продолжены, но темпы их выполнения существенно снизились.

Здесь важно иметь в виду, что в авиационной промышленности ведущих сокращенных стран мира после некоторого спада, связанного с сокращением военных заказов (не таким глубоким, как у нас), уже в течение нескольких лет наблюдается повышенная

финансовая и научно-техническая активность, усиление конкуренции. В частности, создаются, проходят сертификацию более десяти типов новых двигателей, в том числе двигателей V поколения. Интенсивно, с достаточным финансированием ведутся исследовательские работы по двигателям VI поколения. Так например, в США уже в течение десяти лет осуществляется крупная программа INPTET, рассчитанная до 2003 (2010) г., в рамках которой создается серия двигателей-демонстраторов разного типа и класса мощности. Цель программы — создать технологии, обеспечивающие значительное улучшение характеристик авиадвигателей (в частности, предполагается увеличить отношение тяги к весу на 100%). Оживление научно-технической деятельности и деловой активности можно наблюдать на многих направлениях зарубежного авиационного двигателестроения. Отметим лишь активность в области развития экспериментальной базы. В мире построены или строятся более пятнадцати новых стендов для испытаний двигателей и их узлов, среди которых выделяется целая группа, предназначенная для испытаний двигателей нового класса тяги — свыше 35...40 тс. Несколько десятков стендов национальных центров и фирм модернизируются. Все модернизируемые и новые стенды оснащаются современным оборудованием. В стадии наладки и освоения находится новая высотная установка.

На этом фоне отставание отечественной авиационной промышленности по возможностям создания конкурентоспособных двигателей сегодня уже весьма заметно. Простых рецептов для преодоления этой опасной тенденции, наверное, нет, но бесспорно, что в сложившейся российской ситуации особенно важны четкая координация усилий на основных направлениях, концентрация сил и средств на приоритетных задачах. Основа для этого — программа "Концепция развития авиационных двигателей" существует. Много зависит от координирующей работы естественных организационных центров — головных институтов отрасли, от их эффективного взаимодействия с ОКБ и заводами. При этом особый приоритет должны получить исследования по научно-техническому заделу для создания двигателей нового поколения. В этой ситуации НИЦ ЦИАМ обязан обеспечить на современном уровне экспериментальные исследования по научно-техническому заделу и опытную отработку новых двигателей и их узлов.

Для отраслевой испытательной базы НИЦ ЦИАМ последние годы, как и для большинства предприятий отрасли, характеризуются резким сокращением финансирования и значительным уменьшением объемов работ не только по военной, но и по гражданской тематике. В этих условиях нашей главной задачей является поддержание работоспособности имеющегося уникального технологического оборудования, и группы приоритетных стендов. Несмотря на то, что на решении этой задачи сосредоточены основные ресурсы предприятия, сил на все не хватает. Приходится выбирать из необходимого самое важное. Но вот парадокс. Часто оказывается, что прямое восстановление уникального оборудования, изготовленного два - три десятка лет назад, невозможно или нерационально: не производятся запасные части, эксплуата-

цией выявлены ненадежные узлы, или характеристики оборудования морально устарели и не обеспечивают решения современных задач. В этих случаях целесообразна модернизация оборудования. Оказывается, не только новое в двигателестроении требует развития экспериментальной базы, но и сама стареющая база! В НИЦ ЦИАМ работы по ее развитию для решения актуальных экспериментальных задач и для улучшения эксплуатационных характеристик испытательного оборудования никогда не прекращались, использовались все предоставлявшиеся возможности. Важ-



Высотный стенд для испытаний ВРД и газогенераторов ДТРД

ной для НИЦ ЦИАМ поддержкой работ этого направления являются бюджетные средства, предоставляемые в рамках Федеральных программ. К сожалению, этих средств выделяется явно недостаточно. Жизнь заставила нас больше думать, активнее заниматься привлечением новых идей, разработок и средств. В частности, на предприятии ведутся конверсионные разработки машин пожаротушения разного назначения, энергетической газотурбинной установки и ряд других. Медленно, но пополняется портфель заказов на испытания от зарубежных фирм. Практически вся прибыль от этих работ направляется на развитие экспериментальной базы. В результате за последние сложные годы в испытательном центре есть существенные достижения.

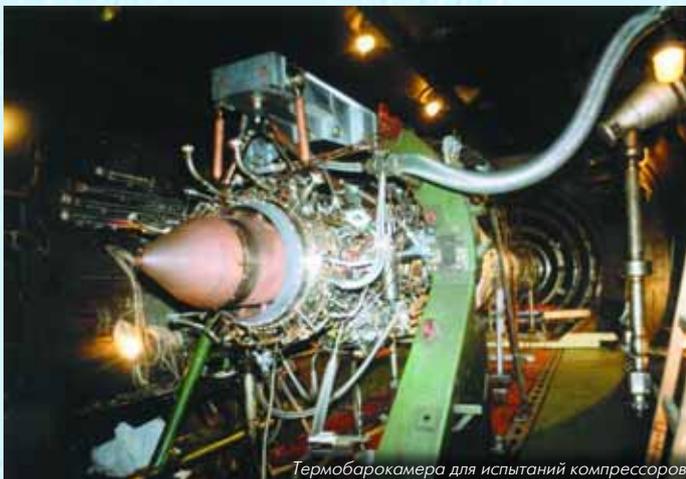
Так, за счет внедрения ранее закупленного оборудования почти вдвое увеличена производительность холодильно-осушительной станции по расходу холодного воздуха, улучшена экономичность работы высотно-компрессорной станции. Это очень важно: снижается стоимость испытаний.

Инфраструктура НИЦ ЦИАМ дополнилась сложным комплексом систем, обеспечивающим испытания газотурбинной техники на альтернативном топливе — природном газе; для проведения таких испытаний модернизирована группа стендов.

Созданы новый современный, крупнейший в Европе гиперзвуковой стенд и уникальный стенд для испытаний камер сгорания с рабочим давлением воздуха до 5 МПа.

Не прекращались работы по развитию специализированного высотного стенда для исследования и доводки двигателей маневренной авиации. Этот стенд позволяет имитировать не только стационарные высотно-скоростные условия, но и такие изменения этих условий, какие происходят в полете. При этом специальное стендовое устройство создает на входе в двигатель заданную структуру потока воздуха (неравномерность полей давления, пульсаций), соответствующую в каждый момент времени имитируемой точке траектории полета. Сегодня на этом стенде уже обеспечены условия для испытаний газогенераторов ДТРД гражданской авиации, разработаны и апробированы методики разных видов их испытаний. В этом году развитие стенда будет продолжено.

Важные результаты были получены в работах по созданию аппаратных и программных средств информационно-измерительных систем и АСУТП стендов. Эти работы позволили частично заменить морально и физически устаревшее оборудование, решить некоторые острые проблемы испытаний без приобретения очень дорогих систем. От этих работ в значительной степени зависит



Термобарокамера для испытаний компрессоров

привлекательность наших испытательных стендов для заказчика.

Выполненные работы позволили обеспечить испытания на основных режимах ряда отечественных двигателей, в частности, двигателя гражданской авиации ПС-90А и его узлов, испытания газогенератора НК-93. Постоянно выполняются экспериментальные исследования по тематическому плану Института.

Таким образом, экспериментальные возможности испытательного центра существенно расширились, но сделанного совершенно недостаточно, чтобы эффективно обеспечить необходимый цикл исследовательских и доводочных экспериментальных работ по созданию двигателей нового поколения. Предстоящие задачи продиктованы тем, что в опытной отработке перспективных двигателей значительно возрастает роль исследований эксплуатационных свойств авиадвигателей на переходных режимах, в условиях неоднородного потока воздуха на входе, в условиях комплексного воздействия факторов взлета-посадки, т.е. повышаются требования к более полной имитации реальных условий эксплуатации. Подобные экспериментальные исследования предполагают революционные изменения в технике и методах испытаний. Новые требования к экспериментальной базе вытекают также из определившихся тенденций к усложнению конструктивных схем авиадвигателей, расширению границ области полетных условий и, конечно, развитию параметров ВРД: увеличению размерности и тяги двигателей гражданской и транспортной авиации, значительному увеличению параметров цикла и степени нагруженности элементов конструкции. Остро стоят проблемы испытаний с использованием нетрадиционных видов топлива, испытаний по оценке акустических характеристик силовых установок и некоторых других видов специальных испытаний. Наряду с этим, в со-



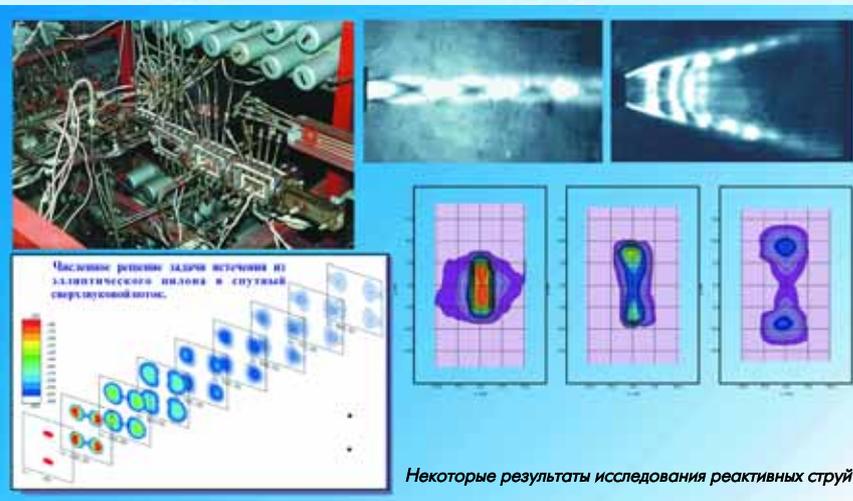
Стенд для высотно-скоростных испытаний авиационных ГТД

временных условиях резко возросли требования к повышению эффективности испытаний, их информативности, к снижению затрат энергоресурсов. В последнее время увеличивается роль опережающей поузловой доводки двигателя и, следовательно, приоритетность разработки стендов для испытаний узлов.

Это далеко не полное перечисление новых тенденций в авиационном двигателестроении и требований к испытаниям указыва-

ет на необходимость развития экспериментальной базы в следующих основных направлениях:

- развитие средств и методов имитации условий реальной эксплуатации, в том числе нестационарных условий полета;
- существенное расширение экспериментальных возможностей стендов для испытаний узлов;
- существенное расширение экспериментальных возможностей стендов для модельных экспериментальных исследований по



Некоторые результаты исследования реактивных струй

научно-техническому заделу для двигателей нового поколения, включая исследования в высокотемпературных газовых потоках;

- разработка новых методов испытаний, развитие средств автоматизации испытаний, резкое повышение информативности;
- обеспечение испытаний на альтернативных топливах;
- снижение стоимости испытаний;
- развитие стендов для испытаний стационарных ГТУ, расширение номенклатуры типов испытываемых объектов.

Коллектив НИЦ ЦИАМ на эти задачи нацелен и будет их решать, используя все возможности. Однако в условиях жесткой конкуренции на авиационном рынке чрезвычайно важны сроки. Приходится вновь и вновь поднимать вопрос о выделении средств, необходимых для проведения работ. Сегодня НИЦ ЦИАМ пользуется государственной поддержкой, и на федеральном уровне есть понимание, что выделяемого объема бюджетного финансирования далеко недостаточно. Есть и много курьезов: например, перспективнейшая, тщательно отработанная федеральная программа "Национальная технологическая база" одобрена и утверждена на всех уровнях исполнительной и законодательной власти, но финансовых средств для ее реализации выделено не было. Примерно то же происходит с дотациями на поддержание уникальной испытательной стендовой базы.

На наш взгляд, отечественное авиационное двигателестроение хотя и находится далеко не в лучшей форме, но пока не утратило возможности создавать конкурентоспособную продукцию. Надеемся, что в стране и в отрасли хватит государственной мудрости и профессиональной ответственности, чтобы эту возможность не упустить. Альтернативы у нас нет, поскольку нет в нашей "макроэкономике" таких доходных направлений, которые позволили бы финансировать зарубежную авиапромышленность, покупая ее продукцию.

DIGEST

The test center of Central Institute of Aviation Motors (CIAM's TC) is one of largest center in the world dealing with researches, testing and development of aviation engines. The tests at its test facilities are intended to disclose all shortcomings of the engines under testing. Based on these test results deferent measures optimizing the engine operation are proposed. Last years of the TC activity (as many other companies of aviation industry) are characterized by shortage of investments and cut down of works related not only to military but also civil subjects. The important support for the TC is the budget finances allocated to Federal programs. Unfortunately these investments are not sufficient. The life has forced us to think more active, involve new ideas, developments and resources. In particular, the company performs conversion projects on developments of multi-purpose fire-extinguishing systems, gas-turbine power units, etc. Actually, the total profit from these works is directed to the upgrading and modification of the existing experimental base.

CONCERNING TESTS OF THE XXI CENTURY ENGINES



ОГНЕДЫШАЩИЙ "ХОЛОД"

Александр Рудаков,
начальник отдела ГНЦ ЦИАМ
Вячеслав Семенов,
заместитель начальника отдела ГНЦ ЦИАМ
Марк Строкин,
ведущий конструктор ГНЦ ЦИАМ

Двадцать лет назад, 6 марта 1979 г., Комиссия Президиума Совета Министров СССР по военно-промышленным вопросам утвердила комплексный план научно-исследовательских работ по применению криогенного топлива для авиационных двигателей. Основная задача этого плана - создание самолетов с силовыми установками, работающими на жидком водороде и сжиженном природном газе. Предусматривалась разработка и летательных аппаратов со сверхзвуковыми и гиперзвуковыми скоростями полета. План охватывал решение большого круга вопросов - от поиска наиболее эффективных способов промышленного производства криогенных топлив до создания опытных образцов и моделей газотурбинных двигателей и гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ГПВРД). К работе были подключены Академия наук СССР, Минавиапром, ряд ОКБ и заводов. Головной организацией в части разработки и испытаний двигателей на криогенном топливе для высокоскоростных самолетов был утвержден ЦИАМ им. П.И. Баранова.

Более 30 лет назад началась разработка первых вариантов гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей, предназначенных для использования при скоростях полета, в шесть и более раз превышающих скорость звука. Важнейшей особенностью ГПВРД является горение топлива в сверхзвуковом потоке воздуха. Поскольку на наземных стендах все условия гиперзвукового полета принципиально невозпроизводимы, потребовались летные эксперименты. Их программа обсуждалась параллельно с выполнением первых теоретических оценок возможности реализации цикла ГПВРД. В США предполагалось провести летные испытания ГПВРД на уникальном исследовательском самолете X-15, разгонявшемся до шестикратной скорости звука ракетным двигателем. Идея осталась неосуществленной: построенный в единственном экземпляре X-15 разбился

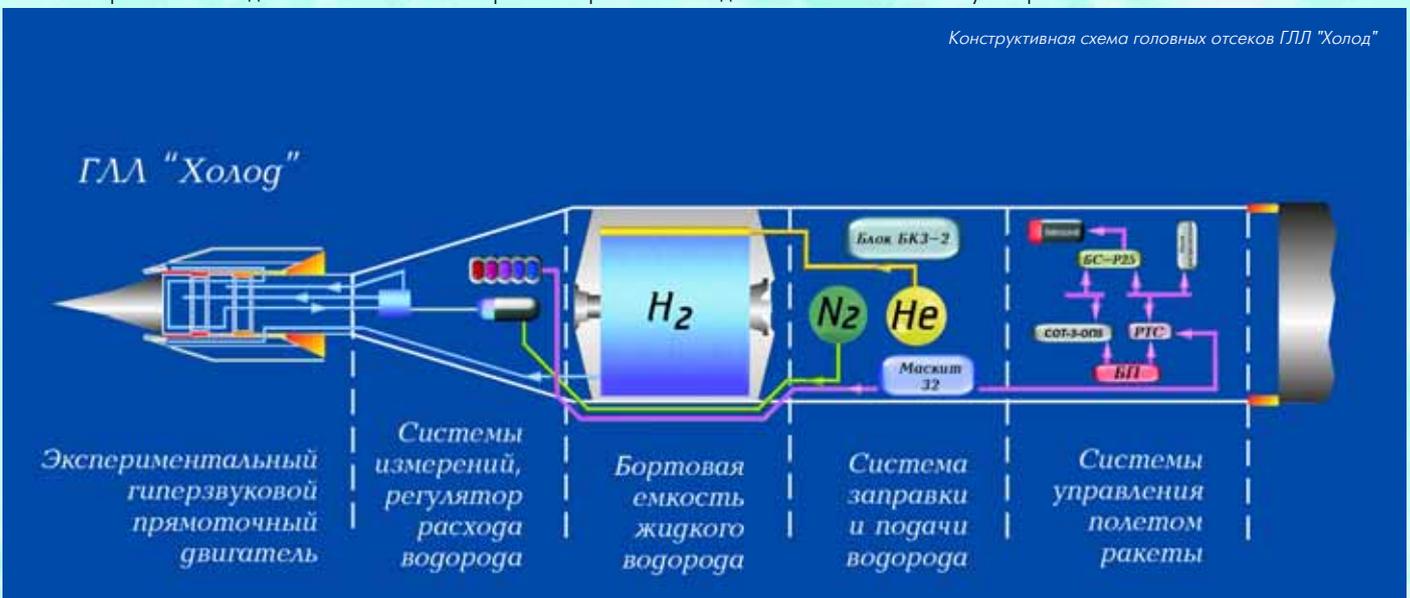
за несколько дней до запланированного полета с работающим ГПВРД. Советская программа началась в те же семидесятые годы. В отличие от американцев, решено было использовать зенитные ракеты, разработанные и серийно выпускавшиеся Химкинским КБ "Факел". Реализация программы продвигалась



Гиперзвуковая летающая лаборатория "Холод"

лась не так быстро, как хотелось бы, из-за дефицита средств и начавшихся "перестроек". Только в 1991 г. впервые в мире идеи ГПВРД были подтверждены летными испытаниями, проведенными в Казахстане у озера Балхаш.

Конструктивная схема головных отсеков ГЛЛ "Холод"



Неизменным идеологом и руководителем всей программы летных испытаний ГПВРД был ЦИАМ. Для летных испытаний ГПВРД была создана специальная гиперзвуковая летающая лаборатория (ГЛЛ) "Холод" — по существу, летающий стенд со всеми необходимыми автоматическими системами: подачи топлива, управления режимами испытаний, измерения параметров ГПВРД.

ГЛЛ "Холод" создана на базе зенитной ракеты комплекса С-200, разработанной в Химкинском КБ "Факел" под руководством генерального конструктора П.Д. Грушина. Выбор этой ракеты обуславливался тем, что параметры траектории ее полета были близкими к необходимым для летных испытаний ГПВРД. Немаловажным считалось и то, что эта ракета снималась с вооружения, и ее стоимость была низкой.

Боевая часть ракеты была заменена головными отсеками ГЛЛ "Холод", в которых размещались система управления полетом, емкость для жидкого водорода с системой вытеснения, система регулирования расхода водорода с измерительными устройствами и, наконец, экспериментальный ГПВРД Э-57 осесимметричной конфигурации.

Первоначально концепция и конструкция экспериментального ГПВРД были разработаны ЦИАМ и Тураевским КБ "Союз". Последний вариант конструкции выполнен Воронежским КБХА и ЦИАМ.

Экспериментальный ГПВРД предназначен для работы в диапазонах чисел Маха полета $M_p = 3,5...6,5$ и высот $H = 15...35$ км.

Двигатель состоит из осесимметричного трехскачкового воздухозаборника, коаксиальной камеры сгорания и кольцевого сопла небольшой степени расширения. Обечайка и центральное тело образуют кольцевую камеру сгорания со специальным профилированием по длине. На стенках камеры размещены три пояса подачи водорода. Первый пояс подачи с нишевым стабилизатором пламени расположен на центральном теле. Здесь водород подается в камеру сгорания через 42 отверстия диаметром 1,7 мм. Второй пояс со ступенчатым стабилизатором пламени расположен на обечайке, третий пояс с нишевым стабилизатором находится на центральном теле. Во втором и третьем поясах

также имеются по 42 отверстия, но диаметром 2,1 мм. В этих поясах установлены стандартные авиационные свечи электрической системы воспламенения.

Камера сгорания имеет регенеративную систему охлаждения. Жидкий водород из бортовой емкости проходит по каналам в стенках обечайки и центрального тела, охлаждает огневые стенки, направляется через заслонки регулятора в пояса подачи и далее — через 126 упомянутых отверстий — в полость камеры сгорания.

Напряженность конструкции камеры сгорания достаточно полно характеризуется двумя цифрами: температура стенок достигает 1200К (накаляется "добела"), а водород, первоначально жидкий, охлаждая камеру сгорания, нагревается до 1000К.

На стенках воздухозаборника, центрального тела и обечайки размещены 68 отверстий для измерения давления в проточном тракте и 25 хромель-алюмелевых и хромель-копелевых термопар, предназначенных для измерения тем-

пературы стенки. Кроме того, 20 термопар различного типа установлены в тракте охлаждения, магистралях подачи и бортовой емкости водорода.

Бортовая емкость для жидкого водорода состоит из внутреннего сосуда и наружного кожуха, связанных между собой опорами по торцам. В пространстве между ними создано разрежение с остаточным давлением менее 10^{-2} мм. рт. ст. для термоизоляции внутреннего сосуда. Бортовая емкость создавалась специально для ГЛЛ "Холод", прошла большой объем автономной отработки и без замечаний работала в проведенных полетах.

К настоящему времени в общей сложности проведено семь полетов. Первые два полета с габаритно-весовыми макетами головных отсеков по программе

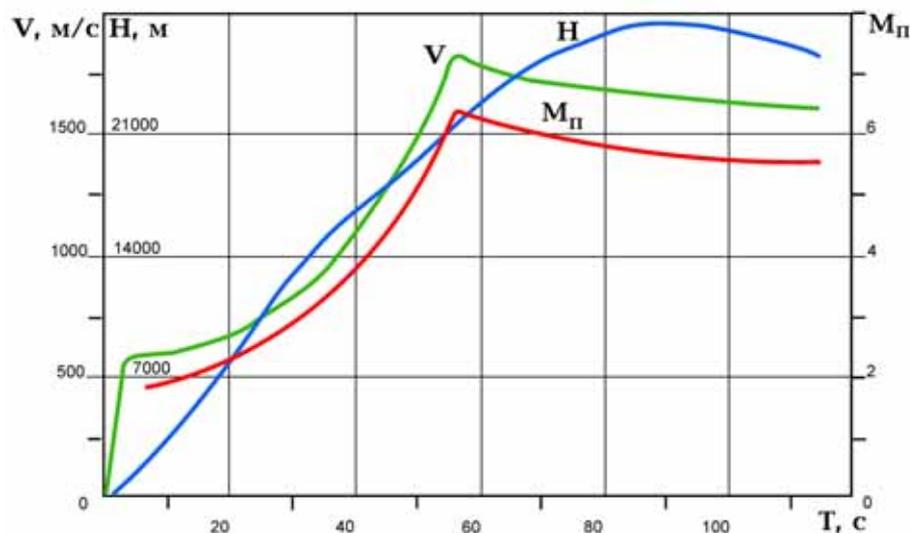
летно-конструкторских испытаний позволили отладить новую систему управления ракеты для обеспечения требуемой траектории. В пяти полетах использовался реальный ГПВРД с подробной прерайровкой проточного тракта камеры сгорания. В трех полетах в камеру сгорания ГПВРД подавался жидкий водород.

Время работы ГПВРД в полете увеличилось от одного испытания к другому и в последнем составило 77 с, соответствующее максимальному времени полета ракеты комплекса С-200. Установлено, что работоспособность камеры сгорания сохранилась после ее выключения.

На участке типовой траектории разгона до числа $M_p = 6,5$ продемонстрирована работоспособность водородных ГПВРД. При этом на входе в ГПВРД воспроизводились реальные условия полета с естественным уровнем турбулентности и структурой потока невозмущенной атмосферы.

Анализ режимов течения и горения в проточном тракте ГПВРД производился на основе информации, полученной в полете

Изменение V , H и числа M полета во времени



от датчиков, измерявших параметры в многочисленных точках проточного тракта. Как показала обработка полученной информации, на большей части длины тракта скорость потока соответствовала числу Маха в диапазоне 1...1,5. Соответственно, полнота сгорания на режиме сверхзвука находилась в диапазоне 0,7...0,9. В ходе последнего испытательного полета полнота сгорания на режиме сверхзвукового горения составила 0,83 при коэффициенте избытка воздуха 0,85. Регистрация параметров в проточном тракте позволила провести идентификацию и верификацию математических моделей, описывающих газодинамику проточного тракта ГПВРД.

По результатам последнего полета была оценена тяга ГПВРД. Так как в процессе полета дважды включалась и выключалась подача водорода в ГПВРД, то, соответственно, изменялось и осевое ускорение ракеты. При известной массе ракеты сила тяги могла быть определена по элементарной формуле.

Все испытания проходили на полигоне у озера Балхаш при поддержке правительства и Академии Наук Казахстана. В гиперзвуковых летных экспериментах принимали непосредственное участие ученые Казахского Государственного университета и Национального центра радиоэлектроники и связи. Три из пяти экспериментов проведены при непосредственном участии и частичном финансировании национальных научных центров

Франции и США.

В заключение

необходимо подчеркнуть:

- получено длительное время работы ГПВРД — более 77 с при сохранении работоспособности камеры после выключения;
- в процессе летных испытаний камера сгорания работала на предельных режимах по температуре стенки с реализацией процесса горения при дозвуковой и сверхзвуковой скоростях потока в тракте;
- по результатам измерений параметров рабочего процесса ГПВРД и траектории полета ГЛЛ "Холод" определены: тяга ГПВРД, удельный импульс тяги и коэффициент полноты сгорания в камере;
- проведена идентификация математической модели рабочего процесса ГПВРД с учетом химических реакций горения водорода в проточном тракте камеры сгорания.

И хотя конструкция камеры сгорания ГПВРД и технология ее производства непрерывно совершенствовались от полета к полету, дальнейшее развитие программы исследований водородных ГПВРД тесно увязано с разработкой ГЛЛ второго поколения.

Результаты летных испытаний ГПВРД					
Основные технические характеристики	Дата испытания				
	27.11.91	17.11.92	1.03.95	1.08.97	12.10.98
Скорость полета, м/с	1653	1535	1712	1832	1832
Высота полета, км	35	22,4	30	33	33
Число Маха	5,6	5,35	5,8	6,2	6,5
Время работы ГПВРД, с	27,5	41,5	-	-	-

Она предназначена для проведения фундаментальных исследований проблем гиперзвукового полета применительно к разработкам воздушно-космических самолетов. Это будет небольшой гиперзвуковой планер, разгоняемый баллистической или космической ракетой. Такая ГЛЛ сейчас создается в США. Летные испытания ГЛЛ второго поколения запланированы на 2001-2002 гг. Предполагается, что в ходе них будет достигнуто число Маха порядка 10. Пока американцы своих гиперзвуковых летных испытаний не проводили и вынуждены покупать наши результаты: эксперимент с ГЛЛ "Холод" в 1998 г. проводился по контракту с NASA.

Над созданием перспективной российской ГЛЛ работают предприятия авиакосмической отрасли: ЦИАМ, ЛИИ, ЦНИИ-маш, ЦАГИ, КБХА, организации Академии Наук РФ, ОКБ ракетной техники, а так же организации Минобороны и других отраслей промышленности. Имеются предварительные договоренности с зарубежными фирмами о международном сотрудничестве в осуществлении этого проекта. Несмотря на сложную ситуацию в нашей стране в настоящее время

активную позицию в реализации проек-

та перспективной ГЛЛ заняли Министерство науки и технологий РФ и Российское космическое агентство.

Это дает основание полагать, что в XXI век мы входим с большим научно-техническим заделом для создания нового поколения космических средств выведения — воздушно-космических самолетов, экологически чистых, маневренных относительно старта и посадки, с низкой стоимостью доставки полезного груза на околоземные орбиты.

DIGEST

FLAME BREATHING "COLD"

The development of the first hypersonic ramjets intended for operation at flight speeds six or more times greater than the sonic speed was launched more than 30 years ago. The first flight tests in the world were begun in 1991 and took place near the Balkhash Lake in Kazakhstan. A hypersonic flying laboratory (HFL) dubbed as "Cold" was specially developed for these tests. It was provided with a flight control system, an onboard liquid hydrogen storage tank with an expulsion system, a fuel-flow control system with a measuring system and E-57 experimental scramjet of axisymmetric configuration. It was designed to operate within 3.5...6.5 Mach number and 15...30-km flight altitude. Based on the results of the last flight, we succeeded in making a direct assessment of the scramjet thrust. The further progress in the hydrogen scramjet program is related to development of HFL second generation intended for fundamental studies of hypersonic flight problems applicable to the development of aerospace planes. A number of Russian aviation companies - CIAM, LII, TsNII-mash, TsAGI, KBKhA, organizations of RF Science Academy, Design Bureau of rocket technology as well as organizations of the Ministry of Defense and other branches of industry - take part in the development of the advanced HFL. Preliminary agreements on international cooperation in implementation of this project have been concluded with foreign companies.

КОМПЬЮТЕРИЗАЦИЯ –



Валерий Лесунов,
генеральный директор ОАО "УМПО"

ОСНОВА ПОВЫШЕНИЯ ОПЕРАТИВНОСТИ И КАЧЕСТВА УПРАВЛЕНИЯ



Александр Речкалов,
заместитель генерального директора ОАО "УМПО"

Эффективная работа любого предприятия, тем более в рыночных условиях, требует наличия оперативных данных о состоянии материальных и людских ресурсов в реальном масштабе времени. Современное наукоемкое многономенклатурное производство немисливо без автоматизированной обработки информации.

Существовавшая в советский период система АСУ традиционно играла вспомогательную роль и представляла собой хотя и самый передовой, но весьма ограниченный по предназначению инструмент формирования отчетности.

Главные недостатки старой системы заключались в неоперативности и недостоверности. Результаты выдавались с таким опозданием, что они уже никак не отражали реальную ситуацию и, тем более, не могли служить основой для принятия управленческих решений.

Как правило, внутри экономической, планово-диспетчерской служб и отдела снабжения существуют свои собственные мотивации, которые непросто соединить вместе. Поэтому часто на практике сосуществуют две системы: одна — формальная (машинная), другая — ручная, основанная на иных правилах, а иногда и конъюнктурных соображениях. Между тем для эффективной работы важно обеспечить единую мотивацию, единые "правила игры" для всех исполнителей, чему может способствовать реальный переход к использованию универсального программного обеспечения в масштабах всего производственного объединения.

Поэтому в конце 80-х гг. руководством УМПО было принято решение о компьютеризации предприятия. В основу была положена концепция: компьютер — это инструмент для обеспечения оперативности и повышения качества управления за счет постоянного обмена информацией. С одной стороны, он играет роль "информационного телевизора", позволяющего путем выбора нужных пунктов меню получать необходимую оперативную информацию на рабочем месте. С другой — дает возможность быстрого сбора информации непосредственно с рабочих мест.

В настоящее время в ОАО "УМПО" функционирует компьютерная сеть, включающая более 20 узловых серверов и около 1800 рабочих станций (компьютеров). Связь между производственными площадками реализована с помощью микроволновой техники, между корпусами — с использованием оптоволоконных каналов, а внутри помещений проложен коаксиальный кабель. Внедрение такой инфраструктуры открыло новые возможности и позволило удержать управляемость производства на приемлемом уровне

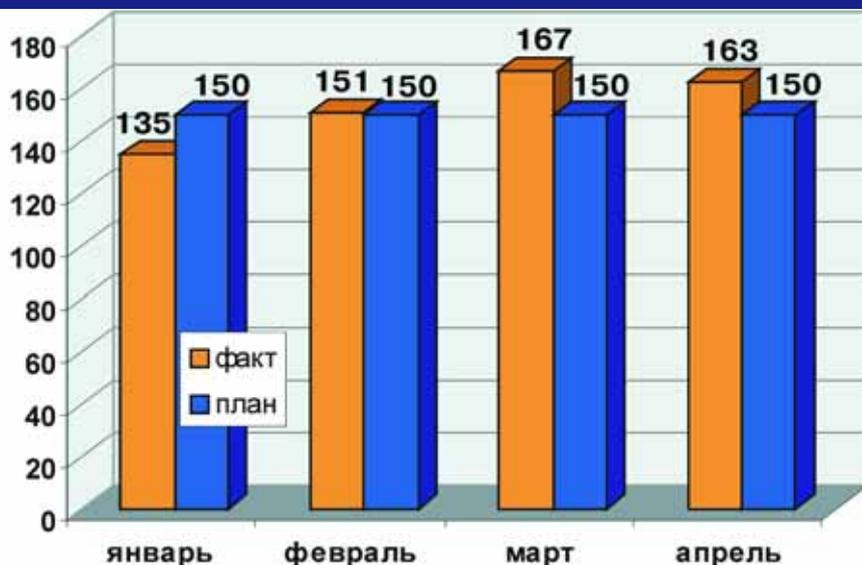
в условиях резкого сокращения персонала и острого дефицита оборотных средств.

Система управления выполняет четыре основные функции: планирование, учет, анализ и регулирование. Ежедневно утром руководство получает исчерпывающие сведения о состоянии производства на вечер предыдущего дня. Информация доставляется на рабочее место руководителей и специалистов в виде, удобном для анализа и принятия решений. Все основные сведения доступны круглосуточно.

Основой всей системы является нормативная база данных (БД), которая состоит из следующих компонентов:

- конструкторско-технологическая спецификация, содержащая состав изделий и узлов, объемом 330 000 документов;
- маршрутные карты и пооперационные трудовые нормативы на каждый предмет (узел, деталь) с указанием сквозного маршрута изготовления объемом 1 400 000 операций;
- номенклатура-ценник материалов, содержащий все необходимые характеристики (ГОСТ, марка, размер, цена и т.п.), объемом 80 000 единиц;
- подетально-материальные нормы расхода материалов объемом 210 000 единиц;
- календарно-плановые нормативы (размер партии, цикл изготовления, страховой задел и др.) объемом 230 000 единиц.

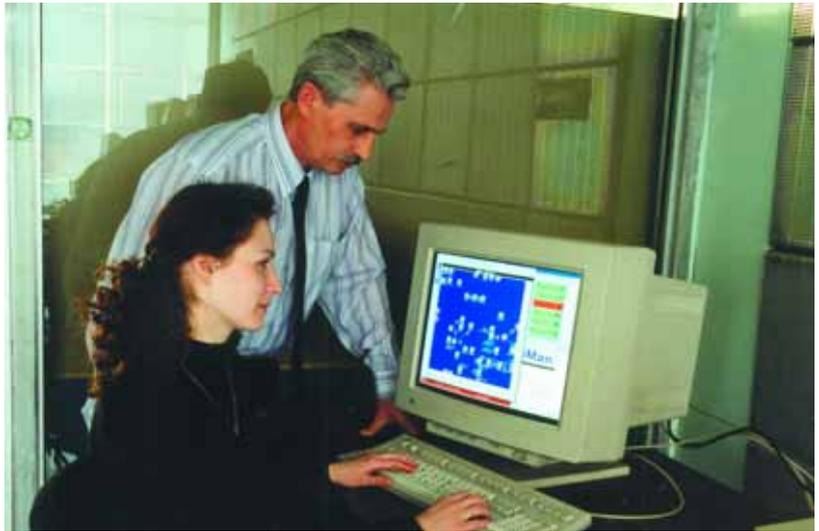
ДИНАМИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ПЛАНА ОТГРУЗКИ ИЗДЕЛИЯ 119



Изменения в БД могут вноситься в режиме диалога. Возможность просмотра БД предоставлена широкому кругу специалистов, осуществляющему контроль и детальный анализ информации.

Необходимо обратить внимание еще на один фактор, позволяющий оперативно поддерживать "свежесть" сведений в БД. Система построена так, что с каждой партией деталей движется сопроводительная документация, которая заранее печатается по заявке цеха и содержит полную информацию о маршруте, комплектующих, расходе материала, причем все эти данные берутся из нормативной БД. В случае выявления несоответствий оперативно выясняются причины и вносятся изменения в БД.

Система позволяет вести учет на уровне отдельных операций, однако на практике контрольные точки организуют реже, совмещая их с "цехо-переходами" или "участко-переходами". В соответствии с принятым порядком учета строится специальный массив "движение предметов". Он содержит сведения о наличии деталей в определенных точках маршрута с информацией движения ("приход",



менениям, поэтому ежедневно необходима новая информация, учитывающая свежие данные. Один раз в сутки производится анализ укомплектованности изделий деталями, узлами, материалами с учетом текущих данных, и новая информация размещается в узлах компьютерной сети для просмотра и принятия решений.



"расход", "остаток"). Естественно, в этом массиве указаны также места хранения готовой продукции. Аналогичный подход применен и к учету движения материалов.

Сопроводительная документация, получаемая цехом, содержит также "карту запуска" и сдаточные накладные для фиксации передачи по маршрутным точкам. При передаче из одной точки маршрута в другую записывается только количество, и накладная передается в обработку (в некоторых случаях эта процедура осуществляется через компьютерную сеть). При обработке "карты запуска" материал и комплектующие списываются в соответствии с установленными нормами.

В итоге руководство предприятия ежедневно имеет "мгновенный снимок", запечатлевший текущее состояние движения деталей и материалов. Для анализа доступны также электронные копии документов учета.

Потенциально система позволяет осуществлять планирование по датам, т.е. с дискретностью в сутки. На практике планирование осуществляется помесечно (на текущий и два последующих месяца). Любой из компонентов плана может подвергаться текущим из-

менениям, поэтому ежедневно необходима новая информация, учитывающая свежие данные. Один раз в сутки производится анализ укомплектованности изделий деталями, узлами, материалами с учетом текущих данных, и новая информация размещается в узлах компьютерной сети для просмотра и принятия решений.

В условиях инфляции непросто проводить анализ затрат на производство, поэтому в начале каждого месяца заново пересчитывается нормативная калькуляция на изготовление изделий, узлов, деталей. Полученные результаты берутся за основу; кроме того, в течение месяца ведется фактический учет затрат и отклонений от нормативной калькуляции. В конце месяца все отклонения суммируются по статьям, а сведения о причинах их возникновения обобщаются для анализа.



DIGEST

COMPUTERIZATION - BASIS FOR EFFICIENT AND HIGH-QUALITY MANAGEMENT

The computer network including more than 200 servers and about 1800 workstations is under operation at "Ufa Motor-Building Industrial Association" Co. The developed management system has four main functions: planning, accounting, control and management. Every day the administration has "an instant snapshot", showing current status of components and materials. The scheduling is performed for the current month and two future months. The schedule items can be easily changed with due account of new data. The completeness of products with components, materials in view of current data is checked once a day and new information is loaded in units of the computer net for viewing and management. The computerization made possible to lower volumes of the uncompleted products, reduce cost, decrease manufacturing cycle and, consequently, volume of working capital.

ТУРБИНЫ: С "БЛИСК"ОМ И БЕЗ

Любовь Магеррамова, Татьяна Захарова, Михаил Громов, ЦИАМ
Виктор Самаров, Лаборатория Новых Технологий

Условия работы рабочих колес турбин авиационных двигателей (ГТД) отличаются высокой неравномерностью нагрева и нагружения. Так, профильная часть лопатки работает при температурах 800..1150°C, и поэтому должна обладать высокой жаропрочностью и высокой длительной прочностью. Монокристаллические жаропрочные никелевые сплавы имеют наилучшие характеристики для использования их в таких условиях. Замковое соединение лопатки должно обладать высокой длительной и усталостной прочностью при относительно невысоких температурах (650..750°C), что лучше всего достигается при использовании дисковых порошковых никелевых сплавов. Выбор сплава для изготовления лопаток определяется запасами прочности более нагретой и нагруженной части. Однако, характеристики "высокотемпературного" лопаточного сплава не являются оптимальными при температурных условиях замкового соединения ...

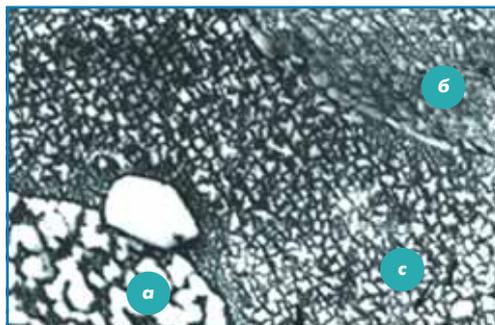
Авторы благодарят специалистов ЦИАМ Радия Ткаченко, Василия Жестовского, Сергея Харьковского за помощь и заместителя начальника ЦИАМ Юрия Ножицкого за оказанную поддержку.

Поиск путей достижения наибольшего сопротивления разрушению материала конструкции в неравномерном поле темпера-



Биметаллический ротор.
Стальной вал с крыльчаткой из порошкового сплава.

тур привел к идее применения биметаллических соединений. Использование для замковой части лопатки более прочного при соответствующих условиях работы сплава, из которого изготавливаются диски, или вообще — исключение замкового соединения (конструкция, известная под названием "блиск") позволяют уменьшить массу рабочего колеса, а его ресурс увеличить. Для изготовления таких биметаллических конструкций можно применить способ изотермической штамповки, позволяющий соединить лопатки и диск, выполненные из различных сплавов. Технология изготовления таких составных конструкций основана на спекании лопаток с порошковым сплавом, образующим диск. При этом процессе, называемом горячим изостатическим прессованием (ГИП), заранее изготовленные литые лопатки, например, из монокристаллического сплава ЖС32, с помощью керамических закладных элементов упаковываются в капсулу (сталь 20), в которую затем засыпают гранулы порошкового сплава, например ЭП741НП. Одновременно в капсулу закладываются и специальные половинки "образцов-свидетелей" из того же материала, предназначенные для дальнейших испытаний с целью исследования свойств составных образцов. Процесс спекания осуществляется в условиях вакуума при температуре около 1200 °С и давлении порядка полутора тысяч атмосфер. После окончания процесса ГИП, капсула удаляется трением, диск и "образцы-свидетели" подвергаются механической обработке.



Микроструктура трех зон составного образца (увеличено в 5400 раз): а — ЖС26ВСНК; б — ЭН741НП; с — зона соединения сплавов



Биметаллический "блиск". Диск из порошкового сплава с лопатками из монокристаллического сплава.

Аналогичным способом можно изготавливать и другие биметаллические детали. Метод диффузионного сращивания дает возможность соединять элементы из разнородных материалов в таких узлах и деталях, как "блиск" ступени турбин, крыльчатки, биметаллические лопатки и др. Этот метод позволяет устранить такие сложные конструктивные механические соединения, как замковые, фланцевые, а также сварные и паяные.

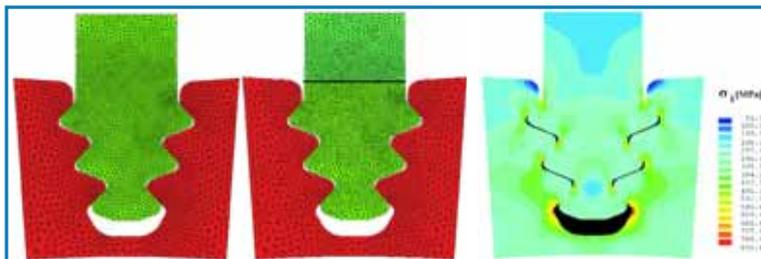
Цель исследований — оптимальное проектирование и развитие процесса производства турбинных рабочих колес с биметаллическими лопатками и биметаллических "блиск"-ступеней турбин со встроенными литыми лопатками. Для выработки принципов проектирования составных конструкций необходимо выбрать подходящие для условий эксплуатации сплавы, провести детальное экспериментальное изучение свойств составных образцов для различных видов нагружения, предусматривающих условия работы конструкций, выявить преимущества и недостатки биметаллических деталей, выбрать профиль заделки литой детали в элемент из гранульного сплава и решить множество других задач.

Экспериментальные исследования составных образцов, скомпактированных методом ГИП из жаропрочного никелевого сплава ЖС26ВСНК, применяемого для изготовления лопаток турбин, и гранульного сплава ЭП741НП, используемого для дисков, проводились при температурах от 650 °С до 850 °С. Испытания на кратковременную и длительную прочность при разрыве и на малоцикловую усталость (МЦУ) гладких образцов и образцов с надрезом показали незначительное снижение свойств составных образцов по сравнению с однородными. Проведенный расчетный анализ напряженно-деформированного состояния и времени до разрушения таких образцов позволил сделать вывод о том, что уровень повышения напряжений в зонах соединения разнородных материалов



Биметаллическая лопатка.
Профильная часть — монокристаллический сплав, замковая часть — порошковый сплав.

на порядок меньше увеличения напряжений вследствие наличия зон концентраций напряжений в традиционных замковых соединениях. На фотографии показаны микроструктуры составных частей образцов: сплава ЖС26ВСНК с направленной кристаллической структурой, гранульного сплава ЭП741НП и зоны их соединения, полученные с помощью сканирующего микроскопа.



Слева и в центре: модели метода конечных элементов (МКЭ) замковых соединений с "классическими" (тип I) и биметаллическими (тип II) лопатками. Справа - интенсивность напряжений в заделке для обоих случаев.

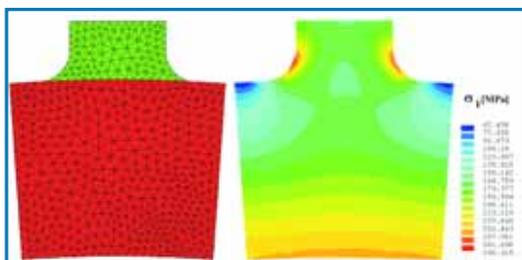
Хорошо видна переходная зона соединения двух сплавов с четкими границами. Ширина этой зоны около 15 мкм.

Разгонные испытания биметаллической "блиск"-ступени турбины с неохлаждаемыми монокристаллическими лопатками из сплава ЖС32 (с кристаллографической ориентацией <001>, совпадающей с осью лопатки) скомпактированными с гранульным сплавом ЭП741НП методом ГИП были проведены Омским конструкторским бюро. Условия испытаний: скорость вращения 51 600 об/мин, температура перед сопловым аппаратом 820 °С, время испытаний 20 мин. Контроль, проведенный после окончания испытаний, дефектов не обнаружил.

Для выявления преимуществ и недостатков составных конструкций по сравнению с традиционными было проведено оптимальное проектирование. Задача оптимизации сводилась к проектированию рабочего колеса минимальной массы при заданных запасах прочности и конструктивных ограничениях с различными видами соединения диска с лопатками. Было проанализировано несколько вариантов рабочих колес различных размеров, с различным числом лопаток, различными величинами скоростей вращения, нагрузок и т.д. Для каждого варианта проектировались по три рабочих колеса, обладающих минимальной массой:

- "классическое" колесо: трехзубый замок типа "елочка", лопатки — из сплава ЖС26ВСНК, диск — из ЭП741НП;
- колесо с биметаллическими составными лопатками: трехзубый замок типа "елочка", профильная часть лопаток — из ЖС26ВСНК, замковая часть — из ЭП741НП, диск — из ЭП741НП;
- колесо типа "блиск": беззамковое соединение, профильная часть лопаток — из ЖС26ВСНК, диск — из ЭП741НП.

Исследования показали, что составные конструкции дают значительный выигрыш в весе по сравнению с "классическими" рабочими колесами турбин, в особенности для рабочих колес типа "блиск". Так, например, если масса "классического" колеса — 95,4 кг,



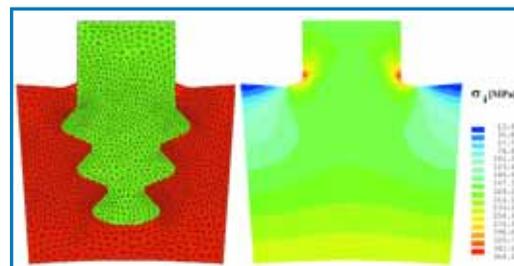
"Блиск" без заделки, образованный путем компактирования диска из гранульного сплава ЭП741НП с профильными частями лопаток из монокристаллического сплава ЖС32 (тип IV). Слева — модель МКЭ, справа — интенсивность напряжений.

то масса беззамкового биметаллического "блиска" — 68,14 кг. Конструкция "блиск", даже выполненная целиком из одного

сплава уже, как известно, обладает весовыми преимуществами перед "классическим" колесом. Однако ее применение ограничено температурными условиями. Составной же "блиск" не имеет этих ограничений, т.к. позволяет наилучшим образом использовать свойства каждого из сплавов. Выигрыш в весе для него может достигнуть 30 %, причем этот эффект возрастает при увеличении заданного времени наработки при одинаковых оборотах и прочих равных условиях.

Известен один существенный недостаток "блиск"-ступеней в многоразовых двигателях — пониженная ремонтпригодность. У рабочего колеса с составными лопатками этот недостаток отсутствует. Однако и выигрыш в весе здесь меньше и составляет 8...10 %. Например, если масса оптимальной конструкции "классического" колеса — 66 кг, то масса колеса с биметаллическими лопатками с теми же характеристиками прочности — 59,1 кг. Применение ГИП-технологии для изготовления конструкций с составными лопатками по сравнению с "классическим" рабочим колесом более эффективно для колес меньшего веса и меньшего ресурса.

Для замковых соединений "классического" рабочего колеса (тип I) и колеса с биметаллическими лопатками (тип II), "блиск"ов с замковой (тип III) и беззамковой частью (тип IV) был проведен анализ напряженно-деформированного состояния методом конечных элементов с использованием двумерных моделей соединений. При расчете напряженно-деформированного состояния замковых соединений учитывались контактные напряжения в зубьях. В конструкциях типа "блиск" в зоне соединения лопаток с диском методом ГИП контактные напряжения отсутствуют, т.к. при компактировании происходит диффузионное сращивание



"Блиск" с заделкой, образованный путем компактирования в диск из гранульного сплава ЭП741НП лопаток, отлитых из монокристаллического сплава ЖС32 с замковой частью в виде трехзубой "елочки" (тип III). Слева — модель МКЭ, справа — интенсивность напряжений.

Напряженное состояние конструкций типов I и II приблизительно одинаковое. Однако местные запасы статической 20-ти часовой длительной прочности в конструкции с биметаллическими лопатками (тип II) на 10...12 % больше, чем в соответствующих точках "классической" конструкции (тип I). Напряженные состояния для конструкций типов III и IV также близки. Но местные запасы длительной статической прочности (при той же наработке) конструкции IV на 19...23 % выше, чем соответствующие запасы конструкции III. Величины же запасов в лопаточной части конструкций III и IV по сравнению с конструкциями типа I и II в 1,5...2,7 раза выше. Это позволит значительно повысить ресурс рабочих колес.

Проектирование составных биметаллических конструкций, получаемых методом ГИП, имеет ряд особенностей, отличающих его от проектирования конструкций с обычными механическими соединяющими устройствами. В авиационных двигателях биметаллическое проектирование может быть успешно применено, в частности, для составных лопаток турбин и "блиск"-ступеней турбины.

Оптимально спроектированные биметаллические рабочие колеса турбин позволяют выиграть в весе до 10 % в конструкциях с составными лопатками, до 30 % в конструкциях "блиск" или значительно повысить ресурс рабочих колес.

DIGEST

Operating conditions of aviation GTE turbine rotors are characterized by high non-uniformity of heating and loading. However, characteristics of blade material are not optimal for temperature conditions of a lock-on connection. The search of ways increasing breaking strength of each material in contact under optimal temperature conditions has resulted in the idea of bimetallic connections. Weight decrease in this case can be 30 %.

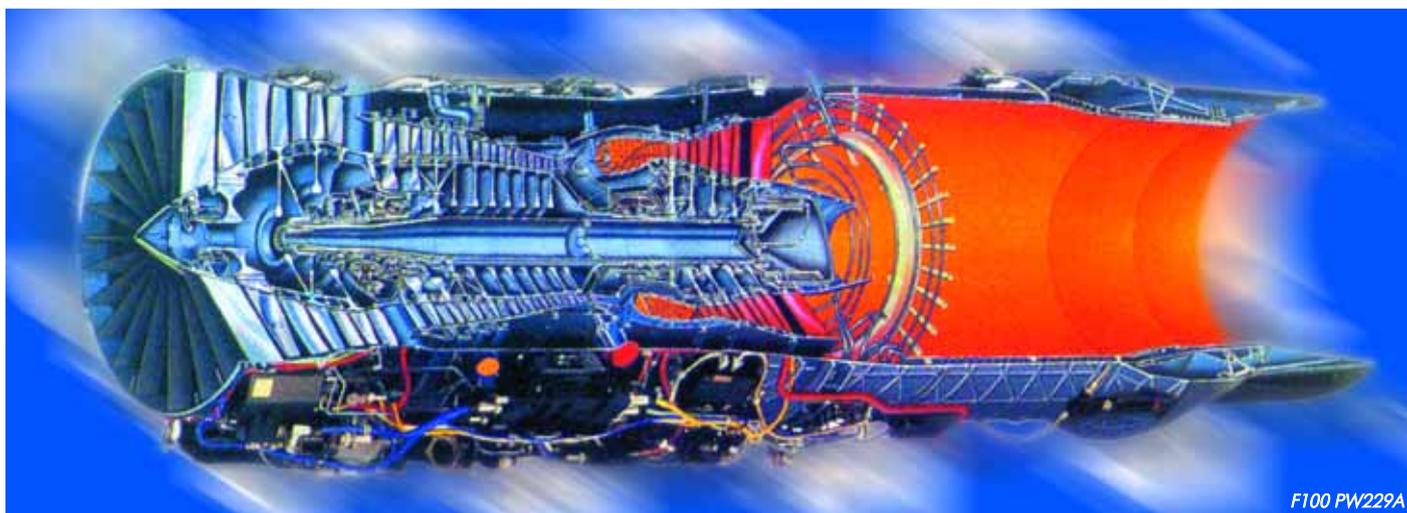
TURBINES: WITH "BLISK" AND WITHOUT

ИНРТЕТ

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ РЫВОК В 21 ВЕК

Геннадий Фридман,
профессор Академии военных наук

От поколения к поколению увеличиваются сроки и стоимость разработки авиационных двигателей. Основой успеха, без сомнения, является наличие глубоких научно-технических заделов в тех областях знаний, которые определяют облик современного газотурбинного двигателя. Наибольший объем НИОКР при разработке ГТД в настоящее время осуществляется в США. В рамках комплексной исследовательской программы ИНРТЕТ (Integrated High Performance Turbine Engine Technology), открытой в 1987 г. и имеющей высший приоритет, участвуют практически все авиадвигателестроительные фирмы, относящиеся как к государственному, так и к частному секторам экономики.



Важнейшей целью программы ИНРТЕТ является разработка и проведение испытаний двигателей-демонстраторов, которые в начале нового столетия должны иметь вдвое лучшие характеристики по сравнению с уровнем середины 80-х гг. Вместе с тем, большое внимание уделяется оперативному внедрению достижений программы в серийное производство военных двигателей. Кроме того, большое значение придается использованию разрабатываемых технологий в гражданских двигателях (почти 75 % из них являются технологиями двойного применения).

Общее руководство программой возложено на специально созданный комитет в МО, которому подотчетны соответствующие органы видов вооруженных сил и НАСА. В программе участвуют двигателестроительные фирмы "Дженерал Электрик", "Пратт-Уитни", "АллайдСигнал", "Аллисон", "Теледайн", "Текстрон Лайкоминг" и "Уильямс".

Первоначально программа предусматривала три этапа со сроками окончания в 1991, 1997 и 2003 гг. В 1998 г. был дополнительно введен четвертый этап (до 2009 г.). Для каждой из трех групп двигателей (ТРД/ТРДД, ТВД/ТВГТД, одноразовые ГТД для КР и БЛА) и каждого этапа установлены свои задачи развития. На первые три этапа выделено \$5,5 млрд, из которых доля частного сектора составляет 55 %, а государственного — 45 %. Расходы на четвертый этап пока не определены.

В рамках программы ИНРТЕТ ведется разработка новых методов вычислительной газодинамики, аэро- и термодинамики, пер-

спективных материалов, конструкций компрессоров, камер сгорания, турбин, сопел и систем управления. Развитие ГТД традиционно направляется на увеличение отношения тяги к массе, снижение удельного расхода топлива, улучшение надежности и эксплуатационной технологичности, повышение ресурса, снижение стоимости производства. Основными способами достижения этих целей считаются:

- увеличение температуры газов перед турбиной и степени повышения давления в компрессоре;
- повышение аэро- и термодинамической эффективности;
- применение жаропрочных и легких материалов;
- создание новых конструктивно-схемных решений;
- обеспечение совместимости этих решений с приемлемыми по стоимости технологическими процессами производства.

В области ТРД/ТРДД фирма "Пратт-Уитни" завершила испытания демонстрационного ТРДД ХТЕ/66-1 в рамках второго этапа. Для этого двигателя разработаны 3-ступенчатый вентилятор с саблевидными рабочими лопатками, 5-ступенчатый компрессор, щеточные уплотнения, керамические плитки для облицовки камеры сгорания, система так называемого "суперохлаждения" турбины, промежуточный корпус из композиционного материала (КМ) с органической матрицей, сопло со сферическими сужающимися створками. Ранее были испытаны ротор 1-й ступени компрессора из КМ с металлической матрицей и задний магнитный подшипник компрессора. Некоторые из новых технологий планировалось ис-

ТРЕБОВАНИЯ ПРОГРАММЫ ИНРТЕТ ПО УЛУЧШЕНИЮ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЕЙ

Характеристики	ТРД/ТРДД			ТВД/ТВГТД			Одноразовые ГТД		
	Этап 1	Этап 2	Этап 3	Этап 1	Этап 2	Этап 3	Этап 1	Этап 2	Этап 3
Рост отношения тяги к массе, %	30	60	100	40	80	120	35	70	100
Снижение удельного расхода топлива, %	20	30	40	20	30	40	20	30	40
Рост температуры на входе в камеру сгорания, °С	38	93	204	55	165	275	—	—	—
Рост температуры перед турбиной, °С	149	316	482	149	318	538	260	482	760
Температура на входе в камеру сгорания, °С	—	—	—	—	—	—	593	649	780
Снижение стоимости производства, %	—	20	35	—	20	35	30	45	60

пользовать в ТРДДФ F119 истребителя F-22 и его модификация для самолета JSF. Фирмы "Дженерал Электрик" и "Аллисон" разработали демонстрационный ТРДД ХТЕ/76-1, представляющий собой двигатель изменяемого цикла. Он оснащен 2-ступенчатым вентилятором с лопатками обратной стреловидности и 5-ступенчатым компрессором, полностью выполненным из КМ с металлической матрицей, соплом фиксированной конфигурации с газодинамическим управлением и отклонением вектора тяги. Камера сгорания изготовлена из слоистого материала ламиллой. Одноступенчатые турбины н.д. и в.д. оснащены лопатками с новой системой охлаждения по методу "усиленной внутренней конвекции" (ICE — Internal Convection Enhanced), что обеспечивает повышение эффективности на 30 %.

На втором этапе основное внимание уделялось совершенствованию конструкции компрессоров. Так, кольцевой диск из КМ, разработанный фирмой "Аллисон" для газогенератора, имеет массу 4,5 кг, что в пять раз меньше обычного. На третьем этапе работы будут сосредоточены в основном на новых материалах, предназначенных для дисков и лопаток турбин, а также дисков последней ступени компрессоров.

Для ТВД/ТВГТД уже на первом этапе удельная мощность была повышена на 63 %, а удельный расход топлива снижен на 22 %. На этот уровень вышли фирмы "Дженерал Электрик" и "АллайдСигнал" при испытаниях экспериментального газогенератора ХТС/96-2. В газогенераторе применены корпус, выполненный методом прецизионного литья, 3-ступенчатый осевой компрессор, центробежный компрессор, камера сгорания из КМ с керамической матрицей, сопловой аппарат турбины, изготовленный по методу bi-cast, и щеточное уплотнение турбины. Разработанные технологии уже используются при создании усовершенствованных вариантов серийных двигателей. Оснащение ими военно-транспортных самолетов с ТВД и вертолетов обеспечивает увеличение полезной нагрузки на 20 и 40 %, соответственно. На втором этапе планировалось испытать газогенератор с каскадом н.д., включающим компрессор и свободную турбину, а в ходе четвертого этапа — закончить разработку полноразмерного легкого двигателя мощностью 2240 кВт.



В области одноразовых ГТД фирма "Уильямс" разработала демонстратор ХТЛ-86 с неохлаждаемой горячей частью. Удалось увеличить отношение тяги к расходу воздуха на 76 % и уменьшить стоимость ГТД на 77 %. Первый изготовленный двигатель имеет горячую часть, выполненную из металлического сплава, и предназначен главным образом для испытаний компрессора. Второй двигатель будет иметь горячую часть, изготовленную из армированного углеволоконного карбида кремния, что позволит получить рабочие температуры, запланированные на второй этап. Результаты этих работ будут использованы при создании нового поколения сверхзвуковых тактических крылатых ракет класса "воздух — земля". Ожидаемый эффект от применения двигателя — увеличение дальности пуска на 35 %.

На четвертом этапе программы ИНРТЕТ сохранится тенденция к дальнейшему повышению рабочих температур (до 2090 °С), степени повышения давления в компрессоре (до 80...100) и снижению удельного расхода топлива (на 20...30 % по сравнению с 1998 г.). При этом существенно уменьшатся масса и габариты двигателя. Основные достижения планируется получить благодаря прогрессу в области материалов. К наиболее приоритетным отнесены:

КМ с органической матрицей (ОКМ); КМ с керамической матрицей (ККМ); суперсплавы, армированные волокном; интерметаллические КМ (ИКМ).

ОКМ и ККМ имеют очень малую плотность (1,7...2,2 г/см³), однако и прочность их невелика — менее 800 кгс/см². Поэтому они применяются в основном в высокотемпературных узлах с невысокими требованиями по прочности, например, во внутренней облицовке камер сгорания и форсажных камер, лопатках статора, ротора и корпуса турбины н.д. Их использование устраняет необходимость в охлаждении турбины н.д. и сопловых вставок. Суперсплавы, армированные волокном, являются перспективным материалом с очень высокой температурой и прочностью, что позволит использовать их для изготовления дисков компрессоров в.д. и турбин. ИКМ предназначены для изготовления лопаток статора и ротора турбин в.д., работающих в условиях высоких температур. По плотности ИКМ близки к жаропрочным суперсплавам на основе никеля. Разработку ИКМ предполагалось начать на третьем этапе.

РАБОЧИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ НАИБОЛЕЕ ПРИОРИТЕТНЫХ МАТЕРИАЛОВ, °С

Тип материала	Уровень		Область применения	
	Существующий	3 этапа		4 этапа
ОКМ	232	343	—	Вентилятор
ККМ	1093	1315	1371	Турбина н.д.
СС	—	—	982	Компрессор
ОКМ	—	1065	1204	Турбина в. д.

Традиционные системы охлаждения непригодны для применения в перспективных двигателях, особенно в зонах на выходе из компрессора и входе в турбину. На четвертом этапе предполагается реализовать концепцию охлаждения воздуха топливом двигателя. Применение новых систем позволит снизить температуру воздуха до 200 °С, в результате чего рабочие температуры материалов могут быть уменьшены до 1180 °С (без этого они достигнут 1290 °С).

Большое внимание на четвертом этапе будет уделяться решению проблемы многоциклового усталости двигателей и созданию систем управления, обеспечивающих контроль технического состояния двигателя и оптимизацию его характеристик в реальном масштабе времени. На основе накопленных данных о состоянии деталей и узлов предполагается уточнять оставшийся ресурс агрегатов и тем самым уменьшать стоимость эксплуатации. Оптимизация характеристик двигателя будет обеспечиваться за счет управления величиной зазора между лопатками компрессора и корпусом, что позволит исключить срыв потока и вибрации.

Существенного снижения затрат на разработку планируется достичь благодаря использованию унифицированного газогенератора, на базе которого смогут создаваться двигатели различного назначения. Хотя эта идея не новая, в будущем она должна приниматься в расчет на самых ранних стадиях разработки. К снижению эксплуатационных расходов приведет отказ от гидравлических систем в пользу электропривода, а также применение магнитных подшипников, не требующих смазки. Стоимость производства и ремонта уменьшится в результате использования конструкций с упрощенной сборкой. К ним относятся, например, безболтовые фланцы корпуса, легко разбираемые при ремонте.

В настоящее время в США определяются перспективные концепции двигателей, формулируются новые цели и задачи на период после завершения программы ИНРТЕТ, вплоть до 2025 г. Как ожидается, во втором-третьем десятилетии будущего века для самолетов могут открыться возможности увеличения дальности полета вплоть до глобальной как на дозвуковых, так и сверхзвуковых скоростях. Стратегический бомбардировщик с бесфорсажным ТРДД сможет иметь дальность полета более 9000 км при числе $M = 1,5$; дозвуковой военно-транспортный самолет с ТРДД с большой степенью двухконтурности — дальность около 17 000 км с полезной нагрузкой 90 т, а тактический истребитель с ТРДДФ изменяемого цикла — радиус действия 1110 км при числе $M = 2,2$.

АМЕРИКАНСКИЕ

Виктор Подгаецкий,
начальник отдела НИИД,
к.т.н., с.н.с.

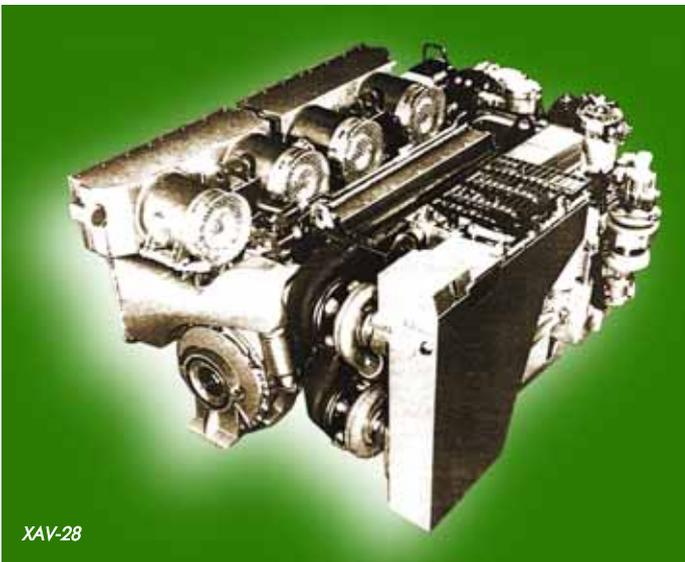


ТАНКИСТЫ ВЫБИРАЮТ ...

Зарубежные специалисты считают, что силовая установка (СУ) перспективного боевого танка должна будет обеспечивать ему не только высокую подвижность, но и питание таких энергоемких потребителей, как электромагнитная пушка и система электромагнитной защиты. При этом требования к суммарной мощности СУ складываются в следующем соотношении:

- мощность на движение — до 1000 кВт;
- мощность на питание электромагнитной пушки — до 500 кВт (25 МДж на выстрел при 6...8 выстр./мин);
- мощность на питание системы электромагнитной защиты — до 500 кВт.

Таким образом, потребная мощность СУ оценивается в 2000 кВт, что приблизительно вдвое больше современного уровня. В то же время увеличение габаритов танка и отсека СУ крайне нежелательно, поэтому выход было решено искать в направлении совершенствования конструкции и технологии изготовления силовой установки.



XAV-28

Первоначально программа AIPS (Advanced Integrated Propulsion System — усовершенствованная интегрированная силовая установка) составлялась на шесть лет и предусматривала разработку двух демонстрационных образцов: "AIPS - дизель" и "AIPS - турбина". "Интегрированность" СУ заключалась в тесной увязке принятых компоновочных решений и характеристик двигателя с агрегатами трансмиссии, воздухоочистки, охлаждения и т.п. Как известно, достоинством дизеля традиционно считается небольшой удельный расход топлива. Кроме того, меньший расход воздуха по сравнению с ПД позволяет применять фильтры, относительно небольшие по массе и габаритам. Главным козырем газотурбинной СУ считается высокая удельная мощность.

С середины 80-х гг. военно-промышленный комплекс США приступил к выполнению программы AIPS, целью которой являлось создание интегрированной силовой установки для перспективного основного боевого танка. В настоящее время работы достигли стадии завершения ОКР. Разработанные в рамках программы дизель XAV-28 и газотурбинный двигатель LV100 успешно завершили стендовые испытания. Кроме того, XAV-28 прошел ходовые испытания на макете танка MBT.

В связи с переносом на 2005-2010 гг. сроков создания нового американского основного боевого танка подготовка серийного производства танкового двигателя в США приостановлена, а сама программа AIPS законсервирована. Но это вовсе не означает, что программа "ушла в песок". Напротив, полученные результаты наиболее выпукло демонстрируют накопленный в США научно-технический потенциал в области танкового двигателестроения.

Главным исполнителем дизельного раздела программы AIPS являлась фирма "Камминз", заключившая контракт с Главным автотанковым управлением армии США. В качестве субподрядчиков в разработке дизельной СУ участвовали фирмы "Аллисон" (трансмиссия и бортовые передачи), "Эйррисерч" (системы охлаждения) и "Дональдсон" (самоочищающиеся воздушные фильтры и газозоодушные трубопроводы).

Основные усилия фирмы "Камминз" и ее контрагентов были сосредоточены на решении следующих основных задач:

- уменьшении габаритов и массы силовой установки;
- повышении топливной экономичности;
- увеличении надежности и срока службы;
- уменьшении трудоемкости обслуживания, стоимости эксплуатации и ремонта;
- снижении уровня демаскирующих признаков.

Разработанный дизель XAV-28 при почти одинаковой мощности с газотурбинным двигателем AGT-1500, установленным на танке M1 "Абрамс", может быть размещен в моторно-трансмиссионном отделении (МТО) вдвое меньшего объема. В системе топливоподачи применено электронное регулирование фаз и продолжительности впрыска. Автоматически регулируется коэффициент избытка воздуха. Электроника управляет также работой клапанного механизма. В качестве агрегата наддува применен одноступенчатый осецентрибежный турбокомпрессор с высокой степенью повышения давления, широким диапазоном скорости вращения и регулируемой проточной частью газовой турбины. С целью снижения теплоотдачи в окружающей среде в дизеле XAV-28 в качестве охлаждающей жидкости используется синтетическое масло. Кроме того, двигатель надежно теплоизолирован.

Часть из примененных новых технологий была заимствована из гражданской техники, а другая часть явилась результатом специальных исследований, выполненных в рамках программы AIPS. Применение новых агрегатов наддува позволило в 1,5...2 раза повысить литровую мощность дизеля с одновременным увеличением его ресурса почти в 1,5 раза (до 3000 ч). Оценки показывают, что определенный прогресс достигнут и в области повышения к.п.д. трансмиссии (0,6 — у танка M1 "Абрамс" и 0,7 — у СУ с дизелем XAV-28).

Дальнейшее совершенствование конструкции дизельной силовой установки для основного боевого танка продолжается в США в рамках программы разработки FPS (Future Propulsion System — силовая установка будущего), рассчитанной на 10 лет. Ее важнейшими концептуальными положениями являются:

- более глубокая, чем в AIPS, степень оптимизации характеристик элементов СУ;
- интегрированность и конструктивная взаимосогласованность агрегатов СУ;

- применение универсальной жидкости, единой для систем охлаждения и смазки;
- встроенная общая система контроля технического состояния элементов СУ.

Совершенствование двигателя в составе FPS планируется проводить в направлении увеличения агрегатной и удельной мощностей, повышения его КПД, уменьшения теплоотдачи в окружающую среду, применения самоочищающихся воздушных фильтров.

Работы по усовершенствованию систем контроля технического состояния FPS будут проводиться в интересах согласования режима работы СУ с дорожными условиями (так называемый "адаптивный" двигатель), внедрения систем автоматического диагностирования и современного программного обеспечения.

Совершенствование теплообменных аппаратов FPS ориентировано на использование высокотемпературных теплоносителей, уменьшение объема теплообменников, а также на снижение затрат мощности на привод вентилятора.

Любопытно, что к числу улучшаемых эксплуатационных показателей танкового дизеля американские специалисты относят чистоту выхлопных газов, содержание окислов азота в которых у XAV-28 не превышает 5,7 г/л.с.ч. Это связано, по-видимому, с возможностью использования двигателя в гражданской сфере, например, на мощ-



ных тягачах, ремонтно-эвакуационных машинах и т.п. Совершенствование рабочего процесса FPS и адаптация ее к дорожным условиям позволит уменьшить удельный расход до 130...135 г/л.с.ч, т.е. приблизительно на 10 % по сравнению с XAV-28. На 70 % должна уменьшиться шумность СУ, что существенно улучшит акустическую сигнатуру танка. Применение новых материалов и прогрессивных методов конструирования в перспективе будет способствовать созданию танкового дизеля с удельной массой, равной 0,9...1,1 кг/л.с.

Созданием газотурбинной СУ в США занимаются совместно фирмы "Дженерал Электрик" и "Текстрон Лайкоминг". В 1990 г. они представили на стендовые испытания двигатель-демонстратор LV100. Последний, по сравнению с штатным ГТД основного боевого танка M1 "Абрамс", занимает приблизительно вдвое меньший объем и имеет в 1,2 раза лучшую топливную экономичность. В ходе испытаний пробегом была подтверждена способность LV100 работать на разных сортах горючего, включая бензин, керосин и дизельное топливо. Самоочищающиеся воздушные фильтры на 200-часовых пылевых испытаниях продемонстрировали эффективность очистки на уровне 99,995 %. Двигатель без последствий пе-

реносил 20-процентную перегрузку, развивая мощность 1650 л.с., а по удельному расходу топлива на холостом ходу он, как заявила фирма "Дженерал Электрик", "почти" удовлетворяет

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТАНКОВЫХ ДИЗЕЛЕЙ

Характеристика	AVDS-1790-25	XAV-28	Перспективный (2010-2020 гг.)
Тип танка	M60	—	—
Мощность агрегатная, л.с.	750	1450	2000...2200
Мощность на звездочке ведущего колеса, л.с.	—	1020	1400...1550
Литровая мощность, л.с./л	32,1	52,6	~80
Масса сухого двигателя, кг	2222	1905	1800...2100
Требуемый объем МТО, м ³	—	4,35	3...4
Удельный расход топлива, г/л.с.ч	179	140...145	~130

требованиям технического задания. Очень важно, что LV100 имеет на режиме максимальной нагрузки расход воздуха примерно на 60 % меньше, чем AGT-1500, что позволяет уменьшить массу и габариты системы воздухоочистки.

Разработчики утверждают, что при необходимости LV100 может быть форсирован до 1750...2000 л.с. С увеличением мощности его преимущества возрастают, что существенно увеличивает шансы ГТД в соревновании с дизелем.

Что касается перспективных танковых газотурбинных силовых установок, то, по оценкам "Текстрон Лайкоминг", их технические и эксплуатационные показатели в ближайшее десятилетие заметно улучшатся. Стержневыми направлениями совершенствования ГТД фирма считает повышение температуры газа перед турбиной и степени повышения давления в компрессоре. Ожидается, что после 2000 г. на перспективных танках появятся двигатели без теплообменника.

Ведется разработка роторов компрессоров с саблевидными лопатками и дисками, выполненными из композиционных материалов, а также щеточных уплотнителей вала ротора. В конструкции камер сгорания предполагается широко использовать керамику. Основное внимание в совершенствовании турбины будет уделено повышению эффективности охлаждения ее рабочих лопаток, а также увеличению к.п.д. турбины. Заметим, что многие разработки, по-видимому, тесно увязаны с другой американской комплексной программой, предусматривающей создание авиационного ГТД шестого поколения.

Прогресс в указанных направлениях применительно к ГТД мощностью порядка 1500 л.с., по оценкам "Текстрон Лайкоминг", к 2000 г. обеспечит уменьшение расхода воздуха через двигатель в 1,5...1,6 раза (до 2,3 кг/с), увеличение габаритной мощности в 1,5...2 раза и снижение удельного расхода топлива до 145...150 г/л.с.ч. Указанные выгоды позволят уменьшить размеры танка, повысить запас хода и увеличить располагаемый объем для систем вооружения.

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТАНКОВЫХ ГТД

Характеристика	AGT-1500	AGT-1500TME	LV100
Тип танка	M1 "Абрамс"	M1A3 (проект)	FCS/FT
Тип двигателя	трехвальный		двухвальный
Компрессор, число ступеней	I каскад - 5 о., II каскад - 1 ц. + 4 о.		1 ц. + 4 о.
Турбины, число ступеней	2 о. + 1 о. (2-х ступ.)		1 о. + 1 о. (2-х ступ.)
Мощность агрегатная, л.с.	1500	1500	1370
Мощность на звездочке ведущего колеса, л.с.	1280	1280	—
Степень повышения давления в компрессоре	14	14	12...12,5
Максимальная температура газа перед турбиной, К	1466	1466	1650
Максимальный расход воздуха, кг/с	5,44	5,44	3,4
Масса двигателя, кг	1134	1134	900
Требуемый объем МТО, м ³	8,2	8,2	4,96
Удельный расход топлива, г/л.с.ч	221	188...199	166

"Армрестлинг" между газотурбинными и дизельными силовыми установками продолжается не только в танкостроении, но и в судостроении и тяжелом транспортном машиностроении. Американские двигателестроители пока не спешат делать окончательный выбор, а продолжают усиленно работать по обоим направлениям.

ДВУХТАКТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ В АВИАЦИИ

Александр Гомберг,

генеральный директор ООО "Мотив"

На этот теоретический вопрос уже готов практический ответ. Благодаря энтузиастам-дельтапланеристам в конце 70-х гг. двухтактные "гадки утят", преодолев невероятные препятствия, проложили себе путь в небо.

Основные технические характеристики авиационных "двухтактников" сегодня не очень сильно отличаются от их мотоциклетных родственников. К достоинствам двухтактных моторов по сравнению с четырехтактными можно отнести:

- меньшую удельную массу;
- невысокую стоимость;
- малые габариты;
- простоту обслуживания.

Недостатками "двухтактников" являются: большой удельный расход топлива, незначительный ресурс и меньшая надежность.

Нормы летной годности допускают применение двухтактных двигателей на пилотируемых летательных аппаратах (ЛА). По мнению специалистов, двухтактные двигатели целесообразно применять, например, на мотодельтапланах и ультралегких самолетах с маломощной силовой установкой (до 80 л.с.) и небольшим временем полета (до 2 часов). Считается желательным, чтобы такой ЛА мог планировать и осуществлять безопасную посадку с выключенным мотором. Вместе с тем, известны случаи установки двухтактных двигателей на таких "энергетически нагруженных" объектах, какими являются пилотируемые вертолеты.

Современные авиационные двухтактники имеют от 2 до 8 цилиндров, расположенных в один ряд или напротив друг друга (оппозитно), реже в виде звезды (3- или 4-цилиндровые). Большинство из них имеют кривошипно-камерную продувку. Схема продувки цилиндра, как правило, петлевая многоканальная. Система охлаждения двигателя — принудительная воздушная или жидкостная.

Совсем недавно, когда заходила речь о двухтактных двигателях, перед мысленным взором возникал какой-нибудь мотоцикл, с треском проезжающий по пыльной дороге. Ныне это может быть современная чудо-машина на двух колесах, или глассер с подвесным мотором, или эффектный гидроцикл. Поднялись эти двигатели и в небо. Но вот вопрос: обладают ли мотоциклетные, по сути, моторы такими свойствами, которые позволили бы ставить их на пилотируемые летательные аппараты?

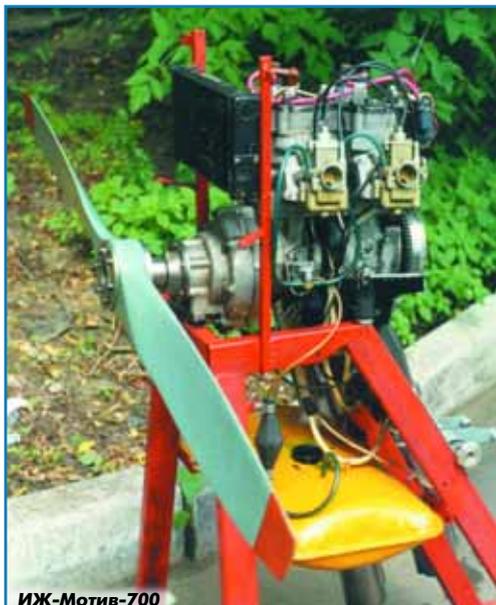
В качестве топлива чаще всего используются высокооктановые автомобильные бензины. Система смазки — совмещенная, т. е. все трущиеся элементы смазываются топливо-масляной смесью, в которой специальное масло содержится в пропорции 1:40. Этот "древний" способ смазки имеет серьезные преимущества. В частности, он позволяет двигателю работать длительное время в любом положении. Топливная система включает насос мембранного типа, фильтр и карбюратор. На входном патрубке карбюратора устанавливается воздушный фильтр. Карбюраторы поплавкового типа с цилиндрическим дросселем постепенно вытесняются беспоплавковыми, позволяющими двигателю работать в перевернутом полете. Мотор может быть снабжен несколькими карбюраторами. Системы непосредственного впрыска топлива обычно не применяются из-за своей сложности и специфики рабочего процесса в двухтактном двигателе.

Запуск осуществляется вручную или электростартером. Система зажигания, как правило, дублируется для повышения надежности. В частности, на каждый цилиндр устанавливается по две свечи зажигания. Это одновременно улучшает и процесс сгорания топлива. Источником электропитания служит небольшой генератор, совмещенный конструктивно с магнето.

Двигатель крепится к мотораме на специальных амортизаторах, снижающих уровень вибраций. Дроссельная заслонка карбюратора управляется при помощи троса-боудена. Установленный на ЛА мотор оснащается следующими агрегатами: воздушным винтом, редуктором, демпфером, резонансной системой выхлопа и шумоглушения. Обычно используются двух- или трехлопастные винты постоянного шага, выполненные из дерева или современных композиционных материалов. Правильный подбор винта для конкретной

ЗАРУБЕЖНЫЕ ДВУХТАКТНЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Характеристика	Rotax-505UL	Rotax 582UL-2V	Limbach L275E	Limbach L560E	Hirth 2706	Walter M202	Arrow GP1000AC
Фирма (страна)	Rotax Bombardier (Австрия)		Limbach Flugmotoren (Германия)		Gubler-Hirthmotoren (Германия)	Walter A.S. (Чехия)	Arrow Engineering (Италия)
Расположение цилиндров	рядное	рядное	оппозитное	оппозитное	рядное	оппозитное	оппозитное
Количество цилиндров	2	2	2	4	2	2	4
Охлаждение	возд. своб.-принудит.	жидкостное	воздушное	воздушное	возд. своб.-принудит.	воздушное	воздушное
Редуктор	шестерен.	шестерен.	шестерен.	шестерен.	шестерен.	шестерен.	шестерен.
Рабочий объем, см ³	496,7	580,7	274	548	625	676	996
Степень сжатия	10,8	11,5	—	—	9,3	—	11
Диаметр/ход, мм	—	76 / 64	66 / 40	66 / 40	76 / 69	82 / 64	74,6 / 57
Макс. мощность, л.с.	49	64,4	25	43	63	62	100
Частота вращения вала, об/мин	6500	6500	7300	7300	6300	6300	6800
Полная масса, кг	31	50	7,5	15,5	33	38	65
Удельный расход топлива, г/л.с.ч	330	310	—	—	320	320	—
Ресурс, моточасов	200	250	—	—	150	—	—
Стоимость, \$ США	4000	4500	—	—	3000	—	—



ИЖ-Мотив-700

силовой установки является очень важной задачей. Учитывая существенную неравномерность вращения вала двигателя, в особенности на малых оборотах, для снижения нагрузок на детали редуктора и мотора все чаще применяются демпферы крутильных колебаний. Как правило, передаточные отношения редукторов составляют от 1/2 до 1/4. Резонансная труба необходима не только для снижения шума, но и для организации рабочего процесса в двигателе. Настраиваемая выхлопная система, хотя и выглядит довольно громоздко, способствует повышению мощности современных "двухтактников" на 40 %.

Технологические решения при производстве авиационных двухтактных моторов аналогичны используемым для "наземных"

нее добиться высокого качества и стойкости покрытий. Между тем, их износ определяет ресурс двигателя, который пока относительно невелик и составляет 50...300 моточасов. Коленчатые валы изготавливаются неразборными с использованием запрессованных элементов. Особое внимание обращается на качество сборки подшипников нижней головки шатуна. Чаще всего здесь применяются игольчатые подшипники.

Сегодня разнообразие двухтактные двигатели выпускаются ведущими зарубежными фирмами. Авиационные варианты моторов дополняют номенклатуру их "земных" собратьев, существенно увеличивая бюджеты предприятий-изготовителей. Спрос на такие двигатели за рубежом довольно стабилен.

Несколько лет назад австралийская фирма "Орбитал" заявила, что ей удалось осуществить давнюю мечту мотористов: создать двухтактный двигатель, способный конкурировать по расходу топлива с четырехтактным. Он имеет оригинальную систему впрыска топлива, подаваемого непосредственно в цилиндр вместе со струей воздуха. Дозировкой топлива и воздуха управляет компьютер. На основе технических решений, разработанных этой фирмой, серийно выпускаются автомобильный трехцилиндровый двигатель и шестицилиндровый подвесной лодочный мотор. Говорить о широком внедрении этих двигателей пока рано, однако они имеют неплохие перспективы.

Таким образом, "двухтактникам" удалось потеснить другие виды маломощных двигателей на "авиационном поле". Постепенно эта зона расширяется, в первую очередь за счет "четырёхтактников" в нижней части мощностного ряда. Если будут найдены новые решения, улучшающие продувку и уменьшающие расход топлива при сохранении конструктивной простоты, то зона применения

РОССИЙСКИЕ ДВУХТАКТНЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Характеристика	РЗМ-640	ПОЗ2	Вихрь ПВ-035	ДД-700/45Р	ИЖ-Мотив-700	М-18
Изготовитель	Рыбинск	Самара	Самара	"Мотив"-Москва		Воронеж
Расположение цилиндров	рядное	оппозитное	рядное	оппозитное	рядное	оппозитное
Количество цилиндров	2	2	2	2	2	2
Охлаждение	воздушно-принудит.	воздушное	жидкостное	воздушное	жидкостное	воздушное
Редуктор	клинорем. / шестерен.	шестерен.	шестерен.	шестерен.	шестерен.	—
Рабочий объем, см ³	640	—	—	700	680	—
Степень сжатия	8	—	—	9	9	9
Диаметр/ход, мм	—	—	—	72 / 86	76 / 76	—
Макс. мощность, л.с.	32	32	30	45	60	30
Частота вращения вала, об/мин	5500	7400	5200	5500	6000	7200
Полная масса, кг	30	10,7	30	50	50	15
Удельный расход топлива, г/л.с.·ч	320	400	320	320	320	360
Ресурс, моточасов	50...100	150	—	300	500	50
Стоимость, \$США	1200	—	—	1500	—	—

двигателей, однако существенно усилены все виды контроля и признана обязательной "настройкой" каждого образца при обкатке и испытаниях. Для двигателей воздушного охлаждения широкое распространение получили безгильзовые цилиндры с хромированными, никосиловыми и многослойными металлокерамическими покрытиями. Чем больше рабочий объем цилиндра, тем слож-

двухтактных моторов резко возрастет. Наша промышленность совершенно не осваивает этот рынок, хотя богатые зарубежные конкуренты не брезгают "мелочевкой" и относятся к авиационным "двухтактникам" очень серьезно. Быть может, стоит все же составить им конкуренцию — ведь технологические возможности у нас есть, а денег нужно не так уж много?

DIGEST

Owing to enthusiasts — deltaplane builders in the early 70s, two-stroke engines, by overcoming mistrust, found a way to the sky. The advantages of two-stroke engines could be attributed to small specific weight, low cost, small dimensions and easy-maintenance. "Two-strokers" have won the field from "four-strokers" in aviation industry. Step-by-step this field will expand, displacing four-stroke engines from low-power positions. Foreign market of two-stroke engines is rather stable, they are produced by leading companies, while the domestic market is still under formation.

TWO-STROKE ENGINES IN AVIATION INDUSTRY

ПРОБЛЕМЫ ЭКОЛОГИИ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ



Сергей Волков,

член Комитета ИКАО по охране окружающей среды от воздействия авиации

Известно, что у отечественных двигателей семейств Д-30 и НК эмиссия углеводородов и оксида углерода превышает нормы ИКАО. Только двигатели семейства ПС-90 соответствуют нормам ИКАО, однако любая их модификация после 2003 г. без совершенствования камеры сгорания не будет удовлетворять новым нормам по NO_x . Введение контроля эмиссии на больших высотах приведет к тому, что большая часть отечественных двигателей также может быть признана несоответствующей требованиям. Решение этих экологических проблем возможно отраслевыми КБ, предприятиями-изготовителями и научно-исследовательскими институтами при соответствующем финансировании работ.

К современным авиационным двигателям гражданской авиации предъявляются жесткие экологические требования, ограничивающие эмиссию вредных веществ в зоне аэропортов. Так, нормируются выбросы несгоревших углеводородов (НС), оксида углерода (СО), оксидов азота (NO_x) и дыма. Запрещается преднамеренный сброс топлива в атмосферу после останова двигателя. Нормативные уровни и методика измерения эмиссии вредных веществ изложены в международном стандарте (том II "Эмиссия авиационных двигателей" Приложения 16 "Охрана окружающей среды" к Конвенции о международной гражданской авиации).

Сертификация двигателей определенного типа осуществляется путем контроля эмиссии в ходе автономных испытаний нескольких из них. Нормируемыми параметрами эмиссии газообразных вредных веществ (НС, СО, NO_x) является суммарный выброс вещества Do за стандартный взлетно-посадочный цикл, отнесенный к тяге на взлетном режиме $F_{взл}$, а эмиссии дыма — максимальное значение условного числа дымности SN, определяемого по степени загрязнения бумажного фильтра выхлопными газами на режимах работы двигателя от малого газа до взлета. В условном взлетно-посадочном цикле выделяют 4 режима: малый газ и заход на посадку (максимальная эмиссия НС и СО), набор высоты и взлет (наибольшее количество NO_x и дыма) с относительной тягой $F/F_{взл} = 7\%, 30\%, 85\%$ и 100% и временем работы двигателя на каждом режиме 26 мин, 4 мин, 2,2 мин и 0,7 мин, соответственно.

Одна из проблем отечественных двигателей семейств Д-30 и НК заключается в том, что эти двигатели многократно превышают нормы

ИКАО по эмиссии НС и СО (см. "Двигатель", № 1). Зарубежные фирмы, напротив, еще в 80-х гг. модифицировали практически все свои двигатели (доработали камеры сгорания) и обеспечили их соответствие требованиям ИКАО по эмиссии НС и СО (двигатели CF6-50/80, JT8D, RB211-524/535, Spay Mk 511/555, Tay Mk 650/651 и др.).

Проблема двигателей семейства ПС-90, включающего базовый ПС-90А тягой $F_0 = 16$ тс и разрабатываемые модификации с $F_0 = 14$ тс и 18 тс, заключается в том, что базовый двигатель лишь на пределе удовлетворяет действующим с 1996 г. нормам ИКАО на эмиссию оксидов азота NO_x (79,2 г/кН против нормы 80,6 г/кН). Благодаря усилиям представителей РФ в Комитете ИКАО по охране окружающей среды от воздействия авиации удалось добиться того, что более жесткие (приблизительно на 16 %) нормы ИКАО на эмиссию NO_x , вводимые с 2004 г., не будут распространяться на существующий парк двигателей, а станут применяться только в отношении новых двигателей и модификаций существующих, первый серийный экземпляр которых будет изготовлен после 31 декабря 2003 г. Таким образом пока удалось избежать обязательной модернизации базового двигателя ПС-90А, однако любая его новая модификация с существующей камерой сгорания после указанной даты не будет соответствовать нормам 2004 г. Кроме того, оценки показывают, что модификации ПС-90А с $F_0 = 14$ тс и 18 тс при сохранении существующей камеры сгорания не будут соответствовать нормам ИКАО 1996 г.

Учитывая современную позицию государств, входящих в ИКАО, и уже достигнутый авиационными двигателями уровень эмиссии NO_x , можно с уверенностью утверждать, что неизбежно дальнейшее ужесточение норм на эмиссию NO_x и расширение

перечня двигателей, к которым эти нормы будут применяться. Подтверждением этому являются активные усилия зарубежных фирм, направляемые на создание камер сгорания для двигателей гражданской авиации с существенным (в 2...3 раза) снижением эмиссии оксидов азота NO_x . Например, в США такие работы проводятся по программе AST (Advanced Subsonic Technology) под руководством NASA с 1996 г.

Наряду с контролем уровня эмиссии в зоне аэропортов, в последние годы ИКАО большое внимание уделяет ограничению выбросов в верхних слоях атмосферы, главным образом в связи с опасностью разрушения озонового слоя и глобального потепления. Наибольшую обеспокоенность вызывает эмиссия оксидов азота NO_x , а также выбросы двуокиси углерода, паров воды и некоторых других веществ, которые не нормируются томом II Приложения 16. Совет ИКАО поручил Комитету по охране окружающей среды от воздействия авиации до 2001 г. разработать новый параметр контроля эмиссии на больших высотах с учетом летно-технических характеристик воздушного судна и удельных расходов топлива. В целях всестороннего рассмотрения вопроса о влиянии эмиссии авиационных двигателей на атмосферу Межправительственная группа по климатическим изменениям (IPCC) готовит специальный доклад об авиации и мировой атмосфере в сотрудничестве с ИКАО и созданной в рамках Монреальского протокола Группой экспертов.

Масштабность проводимых за рубежом работ и позиция ИКАО в области охраны окружающей среды наглядно демонстрируют отношение фирм, компаний, государственных органов и общественных организаций к экологическим проблемам авиационных двигателей. Для отечественных разработчиков и эксплу-

тантов особые трудности может вызвать внедряемая ИКАО система дополнительного контроля эмиссии авиационных двигателей на больших высотах. Следует подчеркнуть, что на сегодняшний день в России подавляющая часть эксплуатируемого парка двигателей гражданской авиации не удовлетворяет действующим (и, тем более, вводимым с 2004 г.) международным нормам на эмиссию вредных веществ в зоне аэропортов.

В интересах решения общей для авиационной отрасли проблемы соответствия авиационных двигателей требованиям ИКАО необходимы усилия многих предприятий и организаций. В последнее время ЦИАМ пытается активизировать совместные с отрас-



левыми ОКБ работы по созданию малоэмиссионных камер сгорания для двигателей массовой эксплуатации и перспективного двигателя гражданской авиации. Научно-технические заделы для решения экологических проблем авиационных двигателей у отечественных разработчиков имеются, осталось согласовать интересы участвующих сторон и обеспечить финансирование работ.

DIGEST

One problem of Russian series engines lies in their HC and CO emission several times exceeding ICAO norms in comparison with foreign engines. For engines of PS-90 family the problem resides in the fact that the base engine meets issued '96 ICAO requirements, however, any its derivative won't meet '2004 requirements without modification of the combustion chamber. In the last few years ICAO paid much attention to control NO_x , CO_2 , H_2O emissions in atmospheric upper layers. Issue of much more strict norms on NO_x -emission and extending the list of engines covered by these norms is inevitable. The efforts of many companies and organizations are necessary to settle these general aviation problems. Recently CIAM has been trying to activate joint works with aviation design bureaus on development low-emission combustion chambers for series engines and a future engine of civil aviation. Appropriate scientific and technical background for solution of ecological problems is available but investments and financial questions are still unsolved.

ECOLOGICAL PROBLEMS OF AVIATION ENGINES

ИНФОРМАЦИЯ

В США продолжаются летно-конструкторские и сертификационные испытания самолета Boeing 717-200. Программа была задержана на два месяца из-за обнаруженных трещин в лопатках третьей ступени компрессора высокого давления двигателя BR715. Полеты начались после завершения испытаний двигателя и получения на него сертификата.

Турбовентиляторный двигатель BR715 компании BMW/Rolls-Royce GmbH (совместное предприятие германской BMW AG и британской Rolls-Royce) имеет высокую степень двухконтурности и тягу 82 290 Н. Двигатель оснащен вентилятором с широкими лопатками, устойчивыми к повреждениям от падающих в них предметов.

Летные испытания показали, что потребление топлива ниже расчетного на 5% в крейсерском полете и на 2,5% во время набора высоты. Уровень шума на 7 дБ ниже требований Главы 3 стандарта ИКАО при взлете с дросселированием двигателя и заходе на посадку. Уровень эмиссии почти на 60% ниже действующих норм.

Электронная система управления двигателя обеспечивает автоматический контроль и сигнализацию о неисправностях. Блок электроники имеет дополнительное охлаждающее устройство для обеспечения устойчивой работы при повышенной температуре.

Александр Пономарев

Российский Речной Регистр, являясь федеральным государственным учреждением классификации и технического надзора за судами внутреннего и смешанного (река-море) плавания, в мае 1999 г. отметил знаменательную дату — 100-летие начала систематической деятельности по классификации речных судов в России. Именно

тогда, впервые в России, были изданы "Правила для классификации плавающих по Мариинской системе судов и для определения их грузоподъемности". С тех пор Правила постоянно совершенствовались и периодически переиздавались.

Российский Речной Регистр в своей деятельности обеспечивает техническую безопас-

ность плавания и выполнение Правил, которые поддерживаются на современном научно-техническом уровне и сопровождаются силами высококвалифицированных специалистов в области судостроения, водного транспорта, а также смежных отраслей.

Юбилейный год Российский Речной Регистр встречает,

имея разработанную долгосрочную политику совершенствования Правил, предполагающую модернизировать действующую систему классификации судов и тем самым учесть основополагающие интересы судостроителей, судовладельцев, страховых компаний, грузладельцев.

Соб. инф.

НОВОЕ ТОПЛИВО ДЛЯ ГОРОДСКОГО ТРАНСПОРТА

Татьяна Смирнова,
начальник отдела ГП НИИД, к.т.н.

Станислав Захаров,
начальник КБ ГП НИИД

Игорь Болдырев,
главный научный сотрудник ГП НИИД, д.т.н.

Сергей Аникин,
заместитель главного конструктора АМО ЗИЛ

Одна из острейших экологических проблем больших городов – прогрессирующее загрязнение их воздушного бассейна вредными выбросами двигателей внутреннего сгорания (в Москве в 1986 г. – 870 тыс. т, в 1995 г. – 1,7 млн т). Известные способы снижения токсичности двигателей, такие, как применение каталитической обработки выхлопных газов, использование альтернативных топлив типа метанола, этанола, природного газа не приводят к радикальному решению указанной проблемы.

Одним из выходов может стать приспособление двигателей к работе на новом альтернативном топливе – диметиловом эфире (ДМЭ). Его благоприятные физико-химические показатели способствуют полному устранению дымности выхлопных газов и снижению их токсичности (а также шумности) – в перспективе до уровня требований 2000 гг.

Диметиловый эфир ($\text{CH}_3\text{-O-CH}_3$) обладает очень важными свойствами — он является газообразным при нормальных условиях и его молекулы не имеют углерод-углеродных химических связей, способствующих сажеобразованию при горении. В настоящее время ДМЭ применяется, главным образом, в качестве вытеснительного газа в аэрозольных упаковках.

По физическим свойствам ДМЭ подобен пропан-бутановым газам, нашедшим широкое применение в качестве альтернативного топлива для двигателей внутреннего сгорания. В частности, ДМЭ имеет близкие величины параметров насыщения: температуру сжижения $-25\text{ }^\circ\text{C}$ (у пропана — минус $50\text{ }^\circ\text{C}$) и давление насыщенных паров $5,1\text{ кгс/см}^2$ (у пропана — 8 кгс/см^2) при температуре $20\text{ }^\circ\text{C}$. Как пропан и бутан, ДМЭ следует хранить в сжиженном состоянии в газовом баллоне под давлением. Технология работы со сжиженными газами достаточно хорошо отработана, поэтому упомянутое свойство ДМЭ не является препятствием для его практического применения.

Поскольку плотность ДМЭ на 20 %, а удельная массовая теплотворность на 32 % ниже, чем у дизельного топлива (ДТ), то для сохранения энергоемкости объемная подача ДМЭ в цилиндры двигателя должна быть почти в 2 раза большей (объемная теплотворная способность ДМЭ составляет $18,2\text{ МДж/л}$).

Основным недостатком ДМЭ является малая кинематическая вязкость (на порядок меньше, чем у ДТ) и связанная с этим пониженная смазывающая способность, в результате чего затрудняется герметизация подвижных узлов уплотнения топливной аппаратуры (ТА), а также повышается склонность к задирам прецизионных трущихся пар. Для устранения этого недостатка в конструкции ТА принимаются специальные меры, например, подвод к плунжерным парам масла под давлением с целью их уплотнения, а также

подмешивание к ДМЭ специальной противозадирной присадки "Любризол 459А". По зарубежным данным, присадка способствует также увеличению кинематической вязкости ДМЭ до уровня дизельного топлива.

К благоприятным физико-химическим параметрам ДМЭ относят повышенную испаряемость, хорошую воспламеняемость и высокое содержание связанного кислорода (35 %). Поскольку при течи по тракту ТА величина локальной скорости может возрастать до 100 м/с (например, при истечении топлива отсечки из плунжерных пар топливного насоса), то из-за снижения локального статического давления в потоке может происходить вскипание ДМЭ, образование паровых пробок и заклинивание ТА. Поэтому давление на входе в топливный насос высокого давления (ТНВД) должно быть повышено.

В настоящее время в ряде стран исследуются возможности приспособления двигателей к работе на ДМЭ. К примеру, в Дании уже проводятся эксплуатационные испытания приспособленных к работе на ДМЭ городских автобусов. В нашей стране работы по переводу дизелей на ДМЭ ведутся в инициативном порядке с 1996 г. в НИИД, который имеет многолетний опыт создания дизелей специального назначения. Ожидается, что в результате этой работы будет обеспечено радикальное снижение токсичности автомобильных двигателей до уровня зарубежных норм на 2000 гг.

Внедрение ДМЭ в качестве моторного топлива на городском транспорте представляет собой комплексную задачу, требующую координации деятельности ряда министерств и ведомств. Поэтому в Миннауки была представлена программа работ по адаптации двигателей к работе на ДМЭ, разработке технологии и производству ДМЭ, организации необходимой инфраструктуры и пр.

К настоящему времени закончены следующие этапы:

- подтверждены полученные за рубежом экологические характеристики двигателя при работе на ДМЭ;
- проведена адаптация автомобильного двигателя и определены его параметры при работе на ДМЭ;
- изготовлен макет грузового автомобиля с двигателем, работающим на ДМЭ и дизельном топливе.

Макет экологически чистого автомобиля был создан на базе грузовика "АМО ЗИЛ" 5301 ("Бычок") с дизелем Д-245.12 производства Минского моторного завода. Двигатель, снабженный турбокомпрессором, имеет номинальную мощность 80 кВт при частоте вращения 2400 об/мин . Выбор двигателя Д-245.12 в качестве базового обусловлен особенностями его конструкции. В частности, он укомплектован ТНВД, имеющим двукратный запас по подаче топлива, что обеспечивает хорошие пусковые качества и устойчивую работу на ДМЭ.

ФИЗИКО - ХИМИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ТОПЛИВ

Показатели	ДМЭ	Дизельное топливо	Метан	Пропан
Низшая теплотворная способность, МДж/кг	27,6	42,5	50	46,4
Плотность, г/мл	0,66	0,84	—	0,5
Температура самовоспламенения, $^\circ\text{C}$	235	250	650	470
Октановое число	—	—	130	90...100
Стехиометрическое соотношение	9,0	14,0	17,2	15,3
Температура кипения, $^\circ\text{C}$	-25	180...370	-162	-42
Теплота испарения, кДж/кг	460	250	—	344
Пределы взрывоопасности, (% газа в воздухе)	3,4...18	0,6...6,5	5...15	2,1...9,4
Содержание, % мас.:				
- углерода	52,2	86,0	75,0	81,8
- водорода	13,0	14,0	25,0	18,2
- кислорода	34,8	0	0	0

НОРМЫ ТОКСИЧНОСТИ ОТРАБОТАННЫХ ГАЗОВ ПО ПРАВИЛАМ 49 ЭК ООН

Наименование	CO, г/кВт·ч	CH, г/кВт·ч	NO _x , г/кВт·ч	PT (частицы), г/кВт·ч	Дата введения
49-01	11,2	2,4	14,4	—	—
49-02A (EURO-1)	4,5	1,1	8,0	0,36	1995
49-02B (EURO-2)	4,0	1,1	7,0	0,15	—
EURO-3	2,0	0,6	5,0	0,1	1999
EURO-4	1,5	0,5	3,5	0,08	2003...2005
EURO-5	1,0	0,5	2,0	0,05	2005...2009

Для гибкого использования в условиях московского региона при ограниченной (на первых порах) сети специализированных заправочных станций предусматривалась возможность работы двигателя на двух топливах: ДМЭ (в пределах города) и дизельном (за его пределами, при необходимости). Выбор вида топлива осуществлялся путем переключения соответствующих вентилей. В макетном исполнении контейнер с баллонами с ДМЭ был установлен в кузове автомобиля. При модернизации ТА для уменьшения утечек топлива серийные плунжерные пары ТНВД были заменены опытными (так называемыми "дренированными"), обеспечивающими отвод основной части просочившегося через зазоры топлива в надплунжерную полость.

Результаты экспериментов выявили, что рекомендованный в зарубежных работах способ стабилизации топливоподачи путем значительного повышения давления на входе в ТНВД (до 30 кгс/см²) оказывается не столько трудно реализуемым (из соображений прочности), сколько недостаточно эффективным. Более целесообразным представляется рациональное сочетание величины давления на входе в ТНВД (р = 10...15 кгс/см²) с оптимальной степенью рециркуляции отсечного топлива на уровне 6...7-кратной по сравнению с объемной подачей ДМЭ в цилиндры ТНВД.

(N_e = 10...20 %) — значительно превышал уровень на дизельном топливе, достигая 2000...3000 чнм.

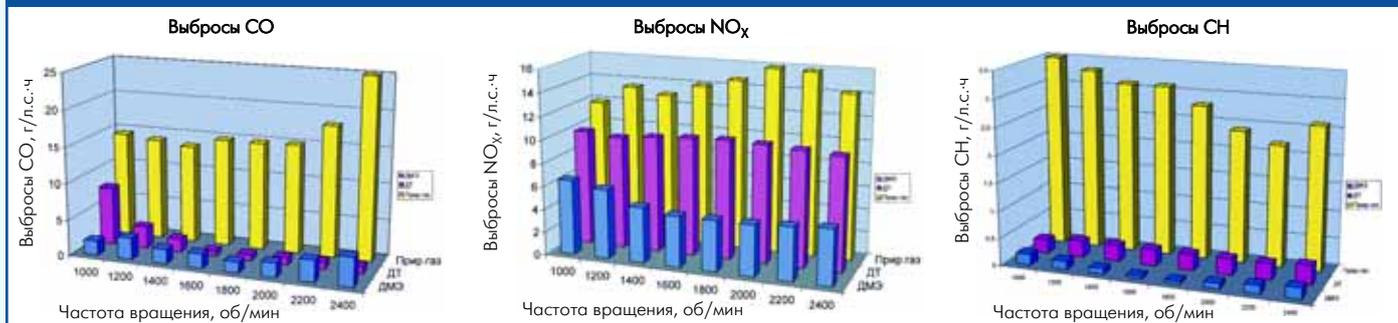
3. Уровень выбросов окиси углерода (CO) при работе на ДМЭ на всех режимах превышал соответствующие величины на ДТ, достигая 1000 чнм.

По сравнению с природным газом работа двигателя на режимах внешней характеристики на ДМЭ обеспечивала уменьшение выбросов NO_x — в 2,5...3 раза, CO — в 5...6 раз, а CH — в 3...3,5 раза.

Природный газ в качестве топлива для транспортного двигателя (без использования нейтрализатора) имеет преимущества лишь по сравнению с бензином. Поэтому в программах конвертирования двигателей и перехода на газовое топливо предусматривается применение 3-ступенчатых каталитических нейтрализаторов, например, фирмы J.Matthey со степенью очистки газов: от NO_x — 35...80 %, от CO — 85...95 %, от CH — 50...80 %. И только в этом случае уровень вредных выбросов приближается к достигнутому при работе на ДМЭ без дополнительной очистки отработавших газов.

Снижения уровня выбросов CO и CH, зарегистрированного в опытах с ДМЭ на малых нагрузках, можно добиться путем оптимизации топливоподачи и воздухообеспечения. Применение катали-

ПОКАЗАТЕЛИ ВЫБРОСОВ ПРИ РАБОТЕ ПО ВНЕШНЕЙ ХАРАКТЕРИСТИКЕ



Мощность и экономичность (в энергетическом эквиваленте) двигателя при питании его ДМЭ и ДТ оказались практически одинаковыми. На всех режимах, включая режим запуска и холостого хода, двигатель устойчиво работал на ДМЭ при полностью бездымном выхлопе (коэффициент оптической плотности K = 0), в то время как при работе на ДТ наблюдался типичный для дизелей уровень дымности отработавших газов, соответствующий K = 17...28 %.

Уровень абсолютных и удельных вредных выбросов при работе на ДМЭ, оцениваемый по методике Правил № 49-02 ЭК ООН, имел следующие особенности:

1. Уровень выбросов окислов азота (NO_x) на всех режимах был существенно меньше, чем на ДТ. Особенно значительная разница — снижение в 2...3 раза — наблюдалась на наиболее нагруженных режимах N_e = 50...100 %.

тического нейтрализатора при работе двигателя на ДМЭ приведет к практически полному устранению вредных выбросов.

В плане первых мероприятий по совершенствованию рабочего процесса на режимах малых нагрузок, где наблюдается повышенный уровень выбросов CO и CH, подготовлена к проверке опытная конструкция выхлопной трассы двигателя, перепускающая часть отработанных газов мимо турбокомпрессора. Кроме того, ведется дальнейшее совершенствование топливной системы грузового автомобиля.

Проведенные исследования показали, что наиболее трудно решаемая экологическая задача значительного уменьшения выбросов окислов азота и дымности с переводом дизеля на работу на ДМЭ полностью решается. Специалисты считают, что новые жесткие нормы токсичности отработанных газов (ULEV, EURO-3) не могут быть достигнуты без применения ДМЭ.

DIGEST

Progressing pollution of air by harmful emissions of internal combustion engines is one of the major ecological problem of big cities. A possible way of this problem approach could be the engine adaptation to new fuel — dimethyl ether having important positive properties. In NIID (Scientific Research Institute of Engines) the fuel system of D-245.12 diesel engine installed in "AMO-ZIL" 5301 motor car was adapted to work with dimethyl ether. As the result, NO_x harmful emission has 2-3 times decreased in comparison with diesel fuel. The dimethyl-ethyl engines ensured absolutely smoke-free exhaust within all operating range.

NEW FUEL FOR MUNICIPAL TRANSPORT

ОТ БАТАРЕЕК, ЧЕРЕЗ АККУМУЛЯТОРЫ, К ТОПЛИВНЫМ ЭЛЕМЕНТАМ

Валерий Спиридонов,
ведущий научный сотрудник ЦИВТИ

Совершенствование топливных элементов, первые образцы которых появились 55 лет назад, в настоящее время рассматривается в качестве одной из наиболее важных технологических задач для промышленности развитых стран. Наряду с США интенсивные исследования по ТЭ ведутся в Японии, Германии, Италии, Швеции, Австрии, Франции, Норвегии, Великобритании, Дании, Испании, Австралии и Канаде.

Топливные элементы (ТЭ) относятся к химическим источникам энергии, в которых энергия химических реакций непосредственно преобразуется в электрический ток. Как известно, существуют три типа химических источников тока:

- гальванические элементы (ГЭ) (одноразовое использование);
- аккумуляторные батареи (АБ) (многократное использование);
- топливные элементы (вырабатывающие ток по мере подачи реагентов). Их еще называют электрохимическими генераторами.

Первые два типа источников тока известны достаточно хорошо и широко используются, чего нельзя сказать о ТЭ, которые эксплуатируются в основном пока на космических аппаратах, хотя область возможного их применения значительно шире, чем у ГЭ и АБ. Она определяется условиями протекания химической реакции, основными характеристиками и конструктивными особенностями ТЭ.

В отличие от аккумуляторных батарей (которые являются вторичными источниками энергии) ТЭ не требуют перезарядки. Компоненты реакции в них заранее не закладываются, как это имеет место в ГЭ, которые после израсходования компонентов приходится выбрасывать. В ТЭ топливо и окислитель подаются по мере необходимости, т.е. тогда, когда необходим электрический ток.



Типовой ТЭ имеет два электрода — анод и катод, разделенные электролитом. На катоде осуществляется процесс получения ионов кислорода, которые через электролит переходят на анод, где вступают в реакцию с водородом, содержащимся в поступающем топливе, а освобождающиеся электроны поступают в цепь нагрузки.

В 1989-1993 гг. американским специалистам удалось решить целый ряд принципиальных проблем и осуществить технологический прорыв, содержание которого заключается в:

- оптимизации процесса протекания химической реакции в топливном элементе в результате повышения эффективности катализа;
- обеспечении невосприимчивости к загрязнениям и отработке методов их удаления;
- использовании новых материалов и конструктивно-схемных решений.

В целом разработки, проведенные за последние 10 лет, позволили:

- увеличить площадь реакции и величину тока, снимаемого с единицы поверхности электродов (до 11 000 А/м² при работе с чистым водородом и кислородом и до 4300 А/м² — с воздухом и водородсодержащим газом);
- продлить срок непрерывной эксплуатации ТЭ до 5 лет;
- повысить эффективность преобразования энергии в электричество до 60...85 % (при утилизации выделяемого тепла) и удельную энергоемкость до 460...585 Вт·ч/кг;
- значительно расширить диапазон используемых топлив;
- снизить стоимость ТЭ.

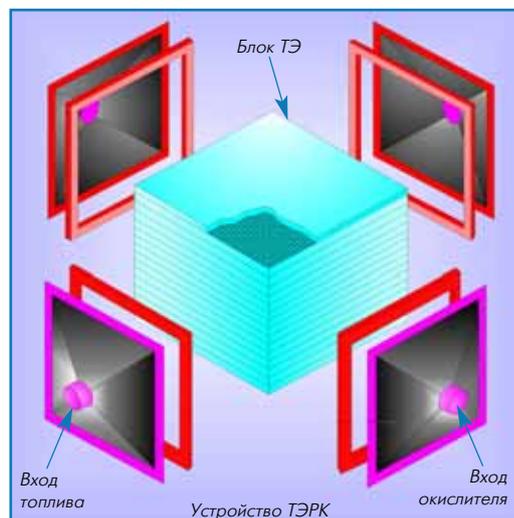
Наиболее распространенным классификационным признаком ТЭ является вид электролита. Выделяют семь основных типов топливных элементов.

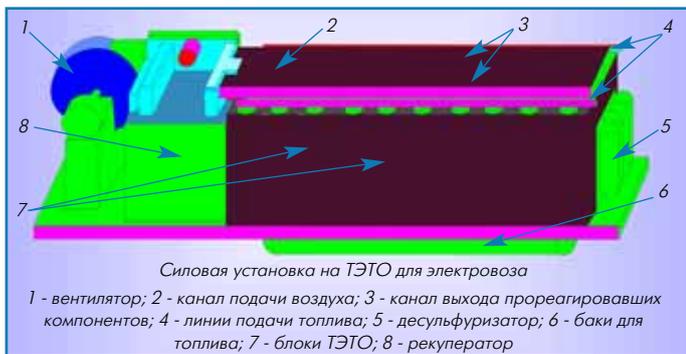
В щелочных ТЭ (ТЭЩ) электролитом является едкий калий (КОН). Такие ТЭ использовались на космических аппаратах (КА) "Джемини", "Аполлон", "Спейс Шаттл". Они отличаются надежностью, имеют большую выходную мощность и малые габариты. Основным их недостатком является то, что КОН реагирует с двуокисью углерода, что затрудняет протекание реакции и требует тщательной очистки воздуха и топлива от CO₂. На КА для этого использовался чистый кислород, для широкого применения такой процесс слишком дорог.

В фосфорнокислотных ТЭ (ТЭФК) электролит H₃PO₄ не реагирует с CO₂, и задача по очистке снимается. Эффективность преобразования энергии топлива в электричество составляет около 40 %. При комбинированном варианте использования, т.е. при утилизации выделяемого тепла (рабочая температура ТЭ составляет 204 °С) в турбогенераторах, эффективность достигает 85 %. ТЭФК первыми поступили на коммерческий рынок. Созданы и продаются портативные блоки с выходным напряжением 24 В и мощностью 250 Вт, пригодные для обеспечения питанием радиоаппаратуры и телевизоров. В США производятся блоки ТЭ мощностью 200 кВт для электростанций. Эти блоки были закуплены Японией для электростанции мощностью 11 МВт. Подобные установки планируются использовать в домах, на передвижных электростанциях, а также в качестве источников энергии для автобусов, электропоездов и морских судов.

В ТЭ на расплаве солей угольной кислоты (карбонатов) (ТЭРК) в качестве электролита используется карбонат калия K₂CO₃ или карбонат лития Li₂CO₃. Рабочая температура, при которой электролит становится хорошим проводником, составляет 650 °С. Эффективность ТЭРК достигает 60 %, а при комбинированном варианте использования — более 80 %. Стоимость подобных ТЭ, как считается, будет ниже стоимости ТЭ на фосфорной кислоте. В штате Калифорния построено несколько маломощных электростанций, которые проходят сейчас всесторонние эксплуатационные испытания. Прорабатываются варианты использования ТЭРК на электростанциях, работающих на газе, получаемом при газификации угля, на тяжелых транспортных средствах и судах.

ТЭ на твердых окислах (твердый электролит) (ТЭТО) используют в качестве элект-





Силовая установка на ТЭО для электровоза

1 - вентилятор; 2 - канал подачи воздуха; 3 - канал выхода прореагировавших компонентов; 4 - линии подачи топлива; 5 - десульфуризатор; 6 - баки для топлива; 7 - блоки ТЭО; 8 - рекуператор

ролита окись иттрия, стабилизированную двуокисью циркония (Y_2O_3, ZrO_2). Этот твердый керамический материал работает при температуре около 1000 °С. Процесс изготовления этих ТЭ можно автоматизировать. Эффективность преобразования энергии достигает 60 %, в комбинированном варианте — более 80 %. В качестве топлива может использоваться метан — основной компонент природного газа. Упрощенные требования к подготовке топлива, высокая удельная мощность, небольшая стоимость будут способствовать внедрению их на тяжелые транспортные средства.

В твердopolyмерных ТЭ (ТЭПМ) электролитом является полимерный материал, известный под названием "протонная мембрана" ("мембрана, обеспечивающая обмен протонами"). Элемент дешевле и проще по конструкции в сравнении со всеми предыдущими типами. Работает при низких температуре (от 66 до 150 °С) и давлении, имеет большую удельную мощность, способен быстро адаптироваться к изменяемой нагрузке. ТЭПМ предназначены для установки на легковых автомобилях, грузовиках, космических станциях, надводных и подводных кораблях и судах, беспилотных летательных аппаратах, а также в зданиях.

Конструктивно ТЭПМ выполнены из двух электродов, разделенных мембраной, выполняющей роль электролита. Величина тока определяется площадью зоны реакции. При работе с чистым кислородом плотность тока достигает 11 000 А/м², а при работе с воздухом — 4300 А/м². Коэффициент полезного действия ТЭПМ достигает 60 % (без утилизации выделяемого тепла).

ТЭ, реализующие протекание прямой реакции метанола с

Ожидаемый прирост выработки электроэнергии в США в период 1995-2015 гг.

Технология	Прирост, ГВт
Использование пара, полученного из угля	35,5
Использование комбинированного цикла	138,1
Сжигание топлива в турбине/дизеле	114,5
Ядерная энергетика	1,2
Топливные элементы	2,1
Возобновляемые источники энергии	10,6

воздухом (ТЭД), относятся к ТЭ на твердых электролитах, но в последнее время выделяются как самостоятельный тип в связи со спецификой технологии изготовления.

Щелочные ТЭ с алюминиевым анодом (ТЭАА) отличаются тем, что получение энергии осуществляется за счет электрохимической реакции окисления алюминия с выделением тепла ($4Al + 3O_2 + 6H_2O \rightarrow 4Al(OH)_3$). Происходит также саморазряд элемента с выделением водорода ($2Al + 6H_2O \rightarrow 2Al(OH)_3 + 3H_2$). Эффективность ТЭАА превышает 90 %, но их серьезным недостатком является разрушение анода в процессе функционирования. Зарубежные специалисты часто называют этот тип ТЭ полутопливными элементами. Благодаря большой удельной мощности данный тип ТЭ может найти применение в "экстремальных" системах.

В целом наиболее перспективными считаются ТЭТО, ТЭПМ, ТЭД и ТЭАА. Однако в технологическом отношении они пока менее проработаны и поэтому их серийное производство будет развернуто значительно позже, чем ТЭФК и ТЭРК.

В США исследованиями по ТЭ руководит Министерство энергетики (МЭ) в рамках трех федеральных программ, предусматривающих создание ТЭ для электростанций, транспортных средств, а также административных и жилых зданий. По оценкам МЭ США за ближайший двадцатилетний период прирост выработки электроэнергии за счет ТЭ превысит аналогичный показатель ядерной энергетики.

К 2000 г. МЭ США планирует снизить стоимость электростанции на ТЭ до \$1000...1500 в расчете на 1 кВт мощности, что соответствует стоимости эксплуатируемых сегодня электростанций, и приступить к серийному строительству электростанций мощностью 300...500 МВт.



В настоящее время ведется проектирование автомобиля, использующего топливные элементы. Ожидается, что к 2000 г. "автомобильные" ТЭ будут иметь следующие характеристики:

- удельную мощность 330 Вт/кг;
- отношение мощности к объему 330 Вт/л;
- КПД примерно 51 %;
- время готовности к движению (разогрев) из холодного состояния 5 мин;
- стоимость — не более чем \$50 за 1 кВт.

Перечисленные характеристики обеспечат конкурентоспособность автомобилей с ТЭ на коммерческом рынке. Серийное производство автобусов и легковых автомобилей, использующих ТЭ, запланировано развернуть в период 2003-2007 гг.

Реализация намеченных планов должна обеспечить национальную безопасность США в XXI веке за счет:

- создания энергетических и транспортных средств нового поколения (КПД двигателя современного автомобиля — 20 %, КПД ТЭ на протонных мембранах — 40...60 %) двойного назначения (военного и гражданского);
- создания универсальных многотопливных модульных источников тока с КПД от 60 % до 90 %, что повысит эффективность и живучесть энергетической системы;
- выхода на массовое применение экологически чистых источников энергии и транспортных средств;
- обеспечения к 2020 г. независимости США от импорта нефтепродуктов и газа;
- захвата доминирующего положения на рынке источников энергии и транспортных средств принципиально нового поколения.

Ожидаемый интегральный эффект от выхода на рынок электромобилей на ТЭ, АБ и гибридных

Проблема, по которой проводилась оценка	2010 г.	2020 г.
Завоевание рынка (степень проникновения в рынок), %	22,2	38,8
Количество сэкономленной нефти (горючего), млн. т	15,12	60,48
Снижение вредных выбросов углеродных соединений, млн. т	5,8	26,8
Снижение затрат на энергоносители, \$ млрд (в ценах 1992 г.)	5,082	24,727
Количество новых рабочих мест, тыс. чел	325	457

DIGEST

Nowadays the expansion of industrial application of fuel cells is considered as one of the most priority technological tasks in USA and other foreign countries. The developers of fuel cells succeeded to make a technological breakthrough. In the whole, the developments, carried out within the last 10 years, made possible to increase the current value per the electrode surface area to 11, 000 А/м², decrease cost, prolong continuous service life of fuel cells to 5 years, increase efficiency to 60 ... 85 %, and considerably extend the range of applicable fuels. It is believed that the fuel cells will find wide application in power engineering, automobile, railway, and sea transports and help to solve ecological problems.

FROM BATERIES TO ACCUMULATORS AND, FINALLY, TO FUEL CELLS

ДВИГАТЕЛЬ И ВЛАСТЬ

Олег Куприенко,
инженер

Ускоренное развитие тепловозной тяги в пятидесятые годы обеспечивалось почти одновременным вводом в строй нескольких новых предприятий: завода двигателей внутреннего сгорания в Пензе, завода тепловозного электрооборудования в Харькове и тепловозоремонтного завода в Астрахани. В шестой пятилетке планировалось в 12 раз увеличить производство мощных локомотивов. Приказом министра транспортного машиностроения № 162 от 3 июля 1956 г. "Об организации производства дизелей Д50 на заводе № 243" выпуск двигателей этого типа передавался в Пензу с Харьковского завода транспортного машиностроения им. В.А. Малышева, группа работников которого в 1952 г. была удостоена Сталинской премии за создание магистрального тепловоза ТЭ2 с Д50. Получив с Украины двигатель высокого уровня, пензенцы сумели значительно повысить его экономичность и надежность.

Освоение дизелей Д50 в Пензе шло не только в тепловозном (1000 л.с.), но и в судовом (900 л.с.) исполнении. Основным связующим элементом всех сборочных узлов у дизеля Д50 является жесткая чугунная литая рама коробчатого типа. На раму устанавливается цельнолитой блок рабочих цилиндров. Блок и рама соединяются анкерными шпильками. В итоге получается массивная надежная конструкция.

Железнодорожному транспорту требовались магистральные тепловозы с дизелями в 2...3 раза большей мощности, чем Д50. Поэтому с 1957 г. в качестве силовых установок маневровых тепловозов ТЭМ1, выпускавшихся Брянским машиностроительным заводом, стали использоваться двигатели 2Д50. Речные и морские суда оснащались дизелями 5Д50, приводившими во вращение генераторы постоянного тока, а 6Д50 с генераторами переменного тока применялись как в судовых электростанциях, так и на энергопоездах и стационарных электростанциях.

В 1958 г. в соответствии с "Техническим заданием на проектирование маневрового тепловоза ТЭМ2 мощностью 1200 л.с." завод приступил к созданию дизель-генератора ПД1. От базовой модели Д50 он отличался применением турбокомпрессора вместо воздухоподдувки, введением водо-воздушного охладителя надду-



Дизель-генератор 17ПДГ-2 для тепловозов ТЭМ2М

1 июля 1949 г. в Пензе началось строительство завода № 243, предназначенного для выпуска четырехтактных дизелей, которыми оборудовались подводные лодки и морские охотники. За 50 лет своей деятельности Пензенский завод не менял дизельного профиля, хотя типы выпускавшихся двигателей значительно различались между собой. Во второй половине пятидесятых здесь был налажен выпуск дизеля Д50. С тех пор этот двигатель стал базовым для предприятия, которое 1 сентября 1955 г. получило наименование Пензенский дизельный завод (ПДЗ).

вочного воздуха, увеличенной частотой вращения коленвала и другими конструктивными улучшениями, что обеспечило существенное снижение удельного расхода топлива и увеличение моторесурса в три раза.

В пятидесятые годы большинство дизелей в стране выпускалось без наддува, хотя имелись образцы турбокомпрессоров, превосходившие мировой уровень. Поэтому Совет Министров СССР 21 февраля 1959 г. принял постановление "О развитии производства дизелей с газотурбинным наддувом и об организации специализированных производств газотурбинных нагнетателей" и обязал Совмин РСФСР создать на Пензенском дизельном заводе экспериментальную базу и специальное конструкторское бюро по турбоагнетателям. В декабре 1959 г. на предприятии появился отдел, который в последующие два года разработал и внедрил в производство турбокомпрессоры ТК-23 и ТК-30.

Турбокомпрессор 2ТК-30 предназначался для наддува дизель-генератора постоянного тока ПД1-ЭП13, прошедшего межведомственные испытания в 1960 г. В том же году выдержал стендовые испытания двигатель ПД2 для маневровых тепловозов ТГМ10, производившихся Брянским машиностроительным заводом. Одновременно велась доводка тепловозного дизеля 2Д50 повышенной экономичности. Резко увеличился спрос на турбокомпрессоры, поэтому с 1962 г. их производство выделилось в отдельное предприятие.

В 1963 г. межведомственная комиссия приняла

опытно-промышленный образец дизеля 2Д50, на котором расход топлива был снижен до 165+5 % г/э.л.с.ч. Комиссия рекомендовала выпустить партию из 60 двигателей для проверки в эксплуатации полученных результатов. Кроме того, в этом же году прошел стендовые испытания модернизированный образец судового дизель-генератора 5ДГ50М повышенной экономичности. Удельный расход топлива этого двигателя был снижен до 164+5 % г/э.л.с.ч.

7 декабря 1964 г. Совет Министров СССР принял постановление о создании нового тепловозного дизеля 6ЧН24/27 (6Д70) мощностью 882 кВт при 1000 об/мин. Он представлял собой рядный вариант V-образного двигателя Д70 мощностью 3000 л.с. - дитища Харьковского политехнического института и Харьковского завода транспортного машиностроения им. В.А. Малышева. На эти организации была возложена помощь в освоении производства.



Обработка шеек коленчатого вала

ВЫПУСК И ПРИМЕНЕНИЕ ДИЗЕЛЬНОЙ ПРОДУКЦИИ

Год начала выпуска	Обозначение	Размерность	Мощность кВт(л.с.)	Уд.расход топлива г/(э.л.с.-ч)	Применение
1957	Д50С	6ЧН31,8/33	605(823)	185	судовой
1957	5Д50	6ЧН31,8/33	760(1033)	185	судовой
1957	2Д50	6ЧН31,8/33	700(952)	185	тепловоз ТЭМ1
1957	6Д50	6ЧН31,8/33	600(816)	185	судовой
1959	5Д50	6ЧН31,8/33	690(938)	182+5 %	судовой
1959	СД50	6ЧН31,8/33	662(900)	185	судовой
1961	ПД1	6ЧН31,8/33	760(1033)	175+5 %	ж.д. передвижная электростанция
1961	ПД1-ЭП13	6ЧН31,8/33	650(884)	175+5 %	ж.д. передвижная электростанция
1961	ПД50	6ЧН31,8/33	662(900)	175...185	стационарная электростанция
1962	6Д50А	6ЧН31,8/33	700(952)	165+5 %	судовой
1962	ПДГ5	6ЧН31,8/33	575(782)	175...185	стационарная электростанция
1962	6ДГ50	6ЧН31,8/33	600(816)	185+5 %	судовой
1964	6Д50	6ЧН31,8/33	600(816)	176+5 %	судовой
1964	ПДГ5М	6ЧН31,8/33	575(782)	165+5 %	стационарная электростанция
1964	2ДГ50-ПЭЗ	6ЧН31,8/33	610(830)	173+5 %	передвижная электростанция
1964	ПД1	6ЧН31,8/33	780(1060)	170+5 %	тепловоз ТЭМ2
1964	ПД2	6ЧН31,8/33	882(1200)	170+5 %	тепловоз ТГМ10
1964	6Д70	6ЧН24/27	882(1200)	150+5 %	тепловоз ТГМ5
1967	ПДГ1М	6ЧН31,8/33	832(1132)	165+5 %	тепловоз ТЭМ2
1967	5ДГ50М	6ЧН31,8/33	690(938)	165+5 %	судовой
1967	2ДГ50М	6ЧН31,8/33	700(952)	165+5 %	тепловоз ТЭМ1
1970	18ДГ	8Ч26/26	1103(1500)	150+5 %	тепловоз ТЭМ6С
1970	17ДГ	8Ч26/26	891(1211)	150+5 %	тепловоз ТЭМ5
1974	17ПДГ-2	8Ч26/26	829(1127)	152+5 %	тепловоз ТЭМ2М
1975	6ДГ50М	6ЧН31,8/33	600(816)	165+5 %	судовой
1975	6ДГ50М/700	6ЧН31,8/33	700(952)	165+5 %	судовой
1976	18ДГ	8Ч26/26	1103(1500)	150+5 %	электротяговый агрегат ОПЭ-1А
1981	3А-6Д49	8Ч26/26	883(1200)	150+5 %	тепловоз ТГМ6А
1982	2-18ДГ	8Ч26/26	821(1116)	155+5 %	тепловоз ТЭМ12
1987	17ПДГ-2М	8Ч26/26	832(1132)	148+5 %	тепловоз ТЭМ15
1989	1-ПДГ4А	6ЧН31,8/33	832(1132)	155+5 %	тепловоз ТЭМ18
1992	17ПДГ4	8Ч26/26	882(1200)	148+5 %	комплекс рельсошлифовальный
1996	ГДГ50	6ЧН31,8/33	832(1132)	168	газотепловоз ТЭМ18Г
1998	1-ПДГ4	6ЧН31,8/33	938(1275)	145+5 %	тепловоз ТЭМ3
1998	1-ПДГ4В	6ЧН31,8/33	938(1275)	145+5 %	тепловоз ЧМЭ3
1998	1-ПДГ4Д	6ЧН31,8/33	938(1275)	145+5 %	тепловоз ТЭМ17
1998	6ДГ50М-1	6ЧН31,8/33	630(857)	162+5 %	судовой
1998	АД630-Т400	6ЧН31,8/33	630(857)	162+5 %	дизель-электрический агрегат

Разработка Д70 велась с учетом перспектив развития тепловозного дизелестроения. Дизель отличался высоким индикаторным КПД при умеренной жесткости рабочего процесса, сравнительно высокой степенью сжатия, интенсивным впрыском топлива за короткий промежуток времени и другими удачно подобранными параметрами рабочего процесса.

К этому времени была выдвинута идея разработки унифицированных тепловозных двигателей, перекрывавших весь потребный для тепловозостроителей мощный ряд. Благодаря этому сокращались время проектирования и трудоемкость освоения производства, обеспечивалась максимальная унификация различных модификаций дизелей, улучшалась технологичность конструкции. Для всего мощностного ряда степень унификации достигла 70 % по узлам и 80 % по деталям. Удалось добиться почти 100-процентной унификации запчастей (поршней, подшипников, колец и др.).

Расчетно-экспериментальные исследования, доводочные и заводские испытания дизеля Д70 завершились в 1967 г. межведомственными испытаниями опытного образца, который комиссия рекомендовала к выпуску для маневровых тепловозов ТГМ5. Особенно привлекала заводчан простота и технологичность изготовления двигателя. По удельному расходу топлива на испытательном стенде (150+5 % г/э.л.с.-ч) этот дизель оказался лучшим в мире.

Однако Министерство тяжелого, энергетического и транспортного машиностроения СССР приказом № 532 от 20 декабря 1966 г. изменило производственное задание ПДЗ и обязало завод организовать выпуск новых дизелей 6Д49 мощностью 832 кВт. Этот дизель Коломенского тепловозостроительного завода по основным параметрам был близок к Д70, но отставал в доводке. Здравый смысл советовал дать коломенцам время для завершения отработки конструкции и технологии, что положительно сказалось бы на его надежности. Результаты практической эксплуатации позволили бы выбрать наиболее жизнеспособный вариант дизеля.

Но тогда выиграли местные амбиции Минтяжмаша, "не пускавшего" к себе продукцию Миноборонпрома, к которому принадлежал завод им. В.А. Малышева. Вот как оценивалась эта ситуация

в газете "Правда" 5 февраля 1968 г. в статье Л. Шумского "Дизель в опале". Отметив, что созданный харьковчанами двигатель выдержал межведомственные испытания и подтвердил ожидавшиеся достоинства, автор констатировал: "Казалось бы, Министерство тяжелого, энергетического и транспортного машиностроения окажет помощь Харьковскому и Пензенскому заводам в постановке образца в серию. Но Минтяжмаш затягивает решение этого вопроса. Дизель Д70 попал в опалу, страдает от этого государство".

Страдали машиностроители, которых торопили в Коломне и "ломали" в Пензе. Страдали локомотивные депо, куда поступали магистральные тепловозы 2ТЭ116 с дизелями Д49. Но настойчивое стремление Минтяжмаша любой ценой отсечь Д70 привело-таки к разворачиванию производства дизеля Д49 в Пензе. К чести коломенских инженеров следует отметить, что в итоге долголетней напряженной

работы им удалось вывести свой двигатель на лучшие позиции в мировом дизелестроении.

Конечно, история с запуском Д49 в производство отразилась на творчестве конструкторов, технологов, металлургов, на ритмичности работы цехов ПДЗ. Если с 1957 по 1967 г. на заводе создали и усовершенствовали 21 модификацию дизелей, то с 1968 г. по настоящее время — только 17, в том числе в 1998 г. было усовершенствовано пять двигателей. Среди них особо выделяются ГДГ50, работающий на газообразном топливе, и 1-ПДГ4В, предназначенный для установки на тепловозы ЧМЭ3 взамен выработавших моторесурс К6S310DR. В обоих случаях прототипом



Дизель-генератор 1-ПД4 для тепловозов ТЭМ3

послужил хорошо зарекомендовавший себя в длительной эксплуатации дизель-генератор ПДГ1М.

Создание дизеля, работающего на сжатом природном газе и дизельном топливе, началось в 1988 г. в соответствии с постановлением Совета Министров СССР от 28 августа 1986 г. и прика-

зом министра тяжелого и транспортного машиностроения от 3 октября 1986 г. Предполагалось получить значительный экономический (дешевизна газообразного топлива) и экологический (незначительная концентрация вредных веществ в газе) эффекты. Работы велись совместно с Харьковским институтом инженеров железнодорожного транспорта, Центральным научно-исследовательским дизельным институтом и Всесоюзным научно-исследовательским институтом тепловозов и путевых машин.



Дизель 3А-6Д49 на испытательном стенде

В мае 1990 г. были изготовлены два опытных газодизель-генератора ГДГ50, переделанные из дизель-генераторов 1-ПДГ4А. Важнейшие изменения были связаны с установкой газоподающей аппаратуры, системы аварийно-предупредительной информации и защиты, приборов контроля системы подачи газа и параметров работы двигателя. При пуске, остановке, холостом ходе и на малых нагрузках в этих двигателях использовалось жидкое топливо. По решению приемочной комиссии оба опытных газодизель-генератора были установлены на брянских газотепловозах ТЭМ18Г для дальнейших исследований и испытаний.

На основе судового дизель-генератора 6ДГ50М в 1992-1994 г. создан опытный образец газодизель-генератора 6ДГ50, топливом для которого служит метано-воздушная смесь (рудничный газ).

В связи с вставшей перед железнодорожным транспортом проблемой замены выработавших свой ресурс дизелей K6S310DR маневровых тепловозов ЧМЭЗ производства Чехословакии, ПДЗ предложил свой дизель-генератор 1-ПДГ4В, отличавшийся увеличенным КПД турбокомпрессора, повышенной надежностью блоков рабочих цилиндров и модернизированной топливной аппаратурой. Дизель-генератор смонтировали на тепловозе ЧМЭЗ, эксплуатировавшемся на ст. Стерлитамак Куйбышевской железной дороги. Опыт работы подтвердил эффективность замены дизелей K6S310DR: маневровые качества локомотива не ухудшились, эксплуатационный расход топлива снизился на 10 %, на столько же уменьшились затраты на текущее содержание тепловоза.

С 1960 г. Пензенский дизельный завод поставляет свою продукцию на экспорт. Дизель-генераторы эксплуатируются в Болгарии, Гвинеи, Египте, КНДР, на Кубе — всего в 16 странах. А турбокомпрессоры представлены в более, чем 60 странах. Среди них Австралия, Великобритания, Греция, Индия, Испания, Франция и др. Экспортные поставки доходили до 30 % объема выпуска продукции.

Вхождение в хаос нынешней "рыночной" экономики для коллектива завода стало тяжелым испытанием. В 1993 г. он был преобразован в акционерное общество "Пенздизельмаш". Разорвались связи с поставщиками комплектующих и потребителями. Непомерные налоги и громадные проценты за кредит сковывали финансово-экономическую, производственную и социальную деятельность предприятия. Повальное безденежье заказчиков и пресловутый бартер подвели завод к грани выживания.

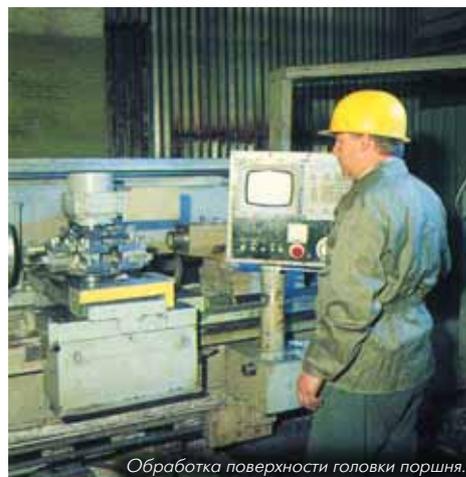
"Пенздизельмаш" выстоял, думается, прежде всего за счет

предприимчивости генерального директора О.Н. Мещерякова, выработавшего курс с опорой на инициативных и выдержавших удары судьбы руководящих работников завода Н.П. Симонова, Г.К. Илюнина, М.П. Чикина и др. Их поддержали опытные и энергичные инженеры В.М. Горохов, В.И. Поляков, Ф.М. Кутаев и др. В выработке курса предприятия активно участвует профсоюзная организация, руководимая В.Л. Лохматовым.

Стабильная работа в 1995-1997 г. привела к росту выпуска продукции и увеличению персонала в 1998 г. на 3,5 %. Обеспечивается поддержка социальной и жилищной инфраструктур для трех тысяч пенсионеров и 20 тыс. акционеров. На балансе завода находится около 6 тыс. квартир, есть продвижение в обеспечении жильем. За счет собственных оборотных средств реконструировано заготовительное производство. Все это дается большими финансовыми и организационными усилиями, напряженным трудом всего коллектива.

В 1996 г. Пензенский дизельный завод внесен в правительственный перечень предприятий, обеспечивающих экономическую безопасность Российской Федерации. Но над возрождающим свою бы-

лую силу предприятием висит дамоклов меч закона "О несостоятельности (банкротстве)", принятого Госдумой 10 декабря 1997 г. По этому закону можно обанкротить почти любое производство, поскольку юридическое лицо считается неспособным удовлетворить требования кредиторов по денежным обязательствам или испол-



Обработка поверхности головки поршня.

нить обязанность по уплате платежей, если они не произведены в течение трех месяцев с момента наступления даты их исполнения. При этом не учитывается ни удовлетворительная структура баланса должника, ни ликвидность его продукции, ни уровень обязательств по сравнению с имуществом должника и т. п. А ведь основной причиной неплатежей является отсутствие денежных средств на расчетных счетах предприятий (в том числе госзаказчиков), нарушение хозяйственных связей между предприятиями и регионами. В этих условиях денежный оборот задерживается не на 2-3 месяца, а на годы. Так, "Норильскникель" должен "Пенздизельмашу" с 1995 г. более одного миллиона долларов США. После августовского кризиса 1998 г. средства Пензенского завода, находившиеся в банках-неудачниках, оказались замороженными.

Жизнь показывает, что на практике закон о банкротстве может быть использован для перераспределения собственности, а вовсе не в интересах восстановления экономического потенциала. "Пенздизельмаш" постоянно чувствует на себе прессинг дельцов, вооруженных этим законом. Много сил и времени отвлекается на борьбу с попытками применить "банкротство" к "Пенздизельмашу". Устранение препятствий подобного рода было бы лучшим подарком к пятидесятилетию завода, которое отмечается 1 июля 1999 г.

DIGEST

ENGINE AND POWER

The construction of the facility aiming at diesel-engine building was begun in Penza June 1, 1949. Penza facility has not changed its profile within the past 50 years, although types of diesel engines were considerably diversified. The "Penzdieselmash" was entered in the governmental list of companies ensuring economic security of Russian Federation. Nowadays, the stable operation led to a rise in the production and increase in number of employees. 38 diesel engine modifications have been built and upgraded till 1998, including 5 — in 1998. GTG50 operating on gaseous fuel and 1-PDG4V are of particular importance among them. Since 1960 the Penza diesel facility has been delivering its products abroad: Bulgaria, Egypt, Cuba, a total of 16 countries. The turbocompressors are delivered to more than 60 countries. Meanwhile, the law "About insolvency (bankruptcy)", like a sword of Damocles, is hanging over the reviving company. The facility is kept in constant pressing by narrow-minded persons pursuing their own interests and guided by this law. Much time and forces are spent to actions against attempts to apply this law. Remedying of the problem could be the best present to the upcoming 50th anniversary of the facility, which is celebrated on July 1.

ЛЕГКО ЛИ ИДТИ ВПЕРЕДИ?

Лев Берне
Владимир Перов

(продолжение, начало в № 1)



А.М. Люлька, 1948 г.

Решение о переводе группы А.М. Люлька на ленинградский Кировский завод, принятое в 1940 г., было вполне логичным, поскольку это предприятие имело собственное турбинное производство. Однако война и эвакуация сильно изменили положение, сделав дальнейшее пребывание "реактивщиков" в составе ОКБ завода нерациональным. В конце февраля 1942 г. моторное управление НИИ ВВС КА поставило вопрос о возобновлении работ по двигателю РД-1, но уже на заводе № 293, где работало ОКБ В.Ф. Болховитинова. Этому способствовала инициатива ведущего инженера НИИ ВВС майора Сорокина, который случайно встретил двух бывших сотрудников А.М. Люлька и от них узнал о невеселой ситуации, сложившейся в группе. В условиях строгих ограничений по секретности, окружавших деятельность "почтовых ящиков", Сорокин быстро сумел отыскать Люлька на огромных просторах Урала. Руководство Кировского завода не возражало против контактов Архипа Михайловича с Болховитиновым и направило его в командировку в Свердловск.

Прибыв в Свердловск, Люлька отправился к Виктору Федоровичу Болховитинову и ознакомил его с результатами своей работы. Болховитинов предложил люльковцам продолжить разработку турбореактивного двигателя в его ОКБ. Немедленно подготовили проект письма начальника НИИ ВВС и директора завода № 293 наркомату авиационной промышленности А.И. Шахурину, в котором доказывалась необходимость быстрее восстановления работ по ТРД. Возвратившись в Челябинск, Люлька и его сподвижник Вольпер 5 марта 1942 г. обратились к Шахурину с еще одним письмом. Однако никакой реакции не последовало.

Прождав более двух месяцев, 18 мая Люлька и Вольпер направили следующее обращение, на этот раз в адрес Председателя ГКО СССР И.В. Сталина.

"Мы не знаем, чем вызвана такая медлительность к подобному рода вопросам. Может быть, Наркомату Авиапромышленности неудобно признать тем самым свою ошибку за прекращение работы по наиболее перспективному реактивному двигателю."

Все эти "мероприятия", которые проводил Наркомат Авиапромышленности в области создания реактивного двигателя, совершенно неправильны и вредны, особенно теперь, когда вопросы увеличения скоростей полета самолетов играют исключительную роль.

Как работа, проделанная нами раньше, так и наши последние исследования по реактивному двигателю дают основание утверждать, что может быть создан реактивный двигатель мощностью в 4000-5000 л.с. в одном агрегате. Этот двигатель по своим габаритам и по размеру своего лба не будет превосходить современный авиационный бензиновый мотор мощностью в 2000 л.с.

Кроме того, преимущество реактивного двигателя состоит в том, что он легче бензинового мотора и может быть выполнен в весовых показателях, равных 0,3-0,35 кг/л.с. Технически же реактивный двигатель значительно проще бензинового мотора.

Мы обращаемся к Вам, товарищ Сталин, помочь нам восстановить ошибочно законсервированную работу по реактивному двигателю, являющуюся необходимой предпосылкой для создания современных сверхскоростных самолетов со скоростями порядка 900 км/ч и выше.

Для этого мы имеем еще старый коллектив, находящийся в основном на Кировском заводе в г. Челябинске (подробный список был послан нами в Наркомат Авиапромышленности), кадры которого собирались, отбирались и выращивались со значительным трудом, так как разработка реактивного двигателя требовала очень квалифицированных кадров.

Этот коллектив с энтузиазмом в любую минуту готов вернуться к работе по реактивному двигателю."

Письмо Сталин тут же переадресовал Г.М. Маленкову, а тот А.И. Шахурину. 3 июня оно было зарегистрировано в секретариате НКАП. Шахурин, в свою очередь, направил письмо начальнику ЦИАМ В.И. Поликовскому с резолюцией: "Доложите, что нужно сделать". Круг замкнулся. Спустя еще два месяца, 8 августа 1942 г., заместитель начальника 7-го Главного Управления НКАП Алексеев направил в секретариат наркома записку следующего содержания:

"Группа тов. Люлька в составе 15 человек с 1 июля 1942 г. переведена на постоянную работу в конструкторское бюро тов. Болховитинова, где используется по специальности."

Заметим, что Люлька представлял список на 23 человека.

Болховитинов был талантливым конструктором и очень доброжелательным человеком, но производственная база его ОКБ, ориентированная на создание опытных самолетов, не могла обеспечить изготовление ряда агрегатов и узлов столь необычного для того времени "изделия", каким являлся ТРД. Лопатки для компрессоров и турбин, основные детали газогенератора двига-

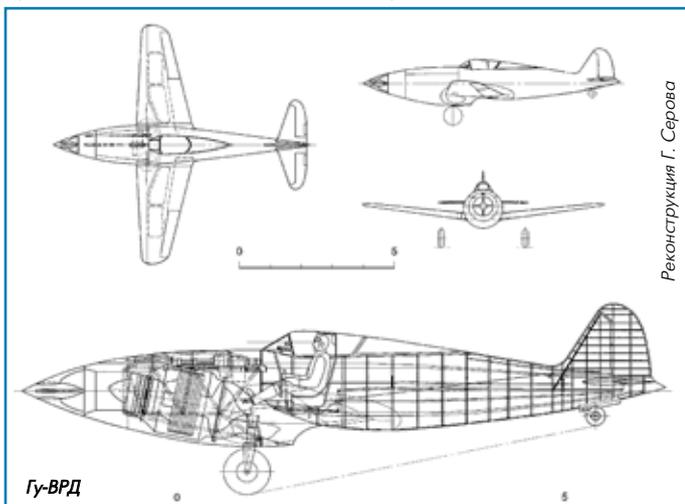


Истребитель БИ, оснащенный ЖРД, мог держаться в воздухе не более 10 минут

теля требовали применения специального технологического оборудования. Нужно было не просто собрать конструкторов под одной крышей, но в первую очередь создать для группы Люлька хотя бы элементарную, но специализированную производственную базу. Однако в этом направлении со стороны наркомата авиационной промышленности практически ничего не делалось.

Ознакомившись с результатами работы группы, возглавляемой Люлька, смелый и решительный шаг предпринял конструктор самолетов М.И. Гудков. Еще раз подчеркнем, что тогда в нашей стране велись работы только по созданию истребителей с ЖРД и применению прямоточных двигателей в качестве ускорителей. Какие-либо сведения о немецких и английских исследованиях, направленных на разработку самолетов именно с турбореактивными двигателями, отсутствовали. В этих условиях Гудков, опираясь на имевшийся у люльковцев задел, разработал эскизный про-

ект истребителя Гу-ВРД с турбокомпрессорным двигателем (ТКВРД). Дата его представления в наркомат авиапромышленности — 10 марта 1943 г. Через месяц, 9 апреля 1943 г., М.И. Гудков направил в НИИ ВВС пояснительную записку к эскизному проекту, в которой излагал совершенно правильные (с современной точки зрения) взгляды на преимущества самолетов с ТКВРД по сравнению с самолетами, на которых использовались ЖРД и



Реконструкция Г. Серова

ПВРД. К положительным качествам машин с ТКВРД он относил *"большую продолжительность полета (около 1 часа, у Болховитинова продолжительность моторного полета с ЖРД — 100 с, у Костикова будет 15 мин), что делает машину боевой, очень грозной для противника"*. В связи с этим он утверждал, что создание полноценных самолетов с использованием ЖРД в качестве основного двигателя бесперспективно: *"С ЖРД целесообразно создавать лишь экспериментальные самолеты для исследовательских полетов на больших скоростях"*. Впоследствии практика подтвердила справедливость этой точки зрения.

Разработанный М.И. Гудковым самолет представлял собой моноплан с ТКВРД конструкции А.М. Люлька, размещенным по так называемой "реданной" схеме в носовой части машины. Нос самолета был заострен и имел четыре входных канала для забора воздуха. Крыло площадью 11 м² спроектировали трапециевидным в плане с закруглениями на концах, шасси — убирающимся, с хвостовым колесом. Взлетная масса самолета по расчетам должна была составить всего 2250 кг при запасе топлива 400 кг и масла 12 кг. Вооружение самолета размещалось в носовой части фюзеляжа над двигателем и включало одну пушку ШВАК с запасом 200 снарядов и один крупнокалиберный пулемет БС с запасом 200 патронов.

Двигатель массой 700 кг по проекту имел диаметр 0,9 м, длину 2,1 м и статическую тягу 1500 кгс. По расчетам М.И. Гудкова максимальная скорость полета Гу-ВРД у земли должна была составить 870 км/ч, на высоте 6000 м — 900...1000 км/ч, а время набора высоты 5000 м — 1,39 мин. Дальность полета на скорости 0,8 от максимальной оценивалась равной 700 км, а продолжительность полета — около 1 часа. Длина разбега по расчету — 222 м. Впоследствии выяснилось, что этот показатель оценили чересчур оптимистично.

В заключительной части записки М.И. Гудков сообщал, что он заканчивает разработку проекта скоростного бомбардировщика с двумя ТКВРД, а Люлька — двигателя со статической тягой 1500 кгс. Полетная масса этого самолета должна была составить 6500 кг. При экипаже, состоявшем из 3 человек, максимальная скорость полета машины на высоте 600 м оценивалась равной 780...800 км/ч, дальность полета — 1200...1500 км. Масса бомбовой нагрузки должна была составить 1200...1500 кг, а стрелково-

пушечное вооружение включало одну пушку и один пулемет БС.

Резолюция руководства НИИ ВВС КА в адрес Начальника самолетного управления НИИ ВВС гласила: *"Срочно дайте заключение по проекту сверхскоростного истребителя-перехватчика с двигателем Люлька конструкции Гудкова"*. Начальник управления И. Сафронов в своей резолюции исполнителю от 17 апреля 1943 г. написал *"самолет летать, по-видимому, будет с указанной скоростью, но беда в том, что двигателя, кроме фамилии автора, на сегодня нет. Следовательно, упор на двигатель"*. Иными словами, Сафронов поставил под сомнение возможность создания ТРД с приведенными в эскизном проекте характеристиками. Под этим предлогом проект был отклонен.

Между тем, в объяснительной записке М.И. Гудков указывал, что по состоянию на конец марта 1943 г. успешно прошла испытания камера сгорания двигателя А.М. Люлька, был построен и опробован двухступенчатый осевой нагнетатель (компрессор), обеспечивавший степень сжатия в одной ступени 1,25 при к.п.д. порядка 0,75. Напомнив о довоенных работах, Гудков упомянул и об изготовленном на 70 % опытном образце двигателя с тягой 750 кгс у земли. При этом он особо отметил, что детали и узлы двигателя, а также основные кадры коллектива, его разработавшего, находились в Москве (к этому времени ОКБ Болховитинова вернулось в столицу). Из объяснительной записки следовало, что А.М. Люлька планировал немедленно приступить к созданию двигателя со статической тягой 1500 кгс. Однако И. Сафронов и эту информацию фактически проигнорировал.

Вероятно, настроения в НИИ ВВС стали известны конструкторам, а быть может, они просто решили действовать по нескольким каналам. 10 апреля 1943 г. Гудков направил письмо Маленкову и Шахурину *"по вопросу постройки сверхскоростного истребителя-перехватчика"*. Письмо представляло собой, по сути, краткое изложение разработанного эскизного проекта. На экземпляре Шахурин никаких резолюций не оставил. Зато 28 апреля 1943 г. появилась докладная записка Маленкову, подписанная заведующим отделом Управления кадров ЦК ВКП(б) Будниковым и инструктором этого же управления Федотиковым. В ней сообщалось, что проект Гудкова 27 апреля 1943 г. был рассмотрен на заседании экспертной комиссии 7-го Главного Управления НКАП.

Комиссия отметила, что самолетная часть проекта выполнена применительно к обычным формам самолетов истребительного типа и по своей конструкции сомнений не вызывает. Воздушно-реактивный газотурбинный двигатель конструкции Люлька в то время еще не был разработан даже в объеме технического проекта,



Истребитель Ко-3 с ПВРД

а поэтому дать заключение о реальности заявленной мощности 8000 э.л.с. при весе конструкции всего 700 кг и при расходе горючего, почти одинаковом с расходом в двигателе внутреннего сгорания, комиссия отказалась.

Было принято решение о необходимости повторного рассмотрения предложений Люлька на экспертной комиссии после окончательной разработки технического проекта двигателя. Вопрос о самолетной конструкции до постройки опытного образца двигателя и уточнения его характеристик на стенде сняли. Технический проект Люлька должен был закончить 15 мая 1943 г. Маленков, ознакомившись с докладной запиской, поставил задачу А.И. Шахурину и А.С. Яковлеву: *"15 мая надо еще раз в*

квалифицированной комиссии с участием Люлька рассмотреть этот вопрос. Прошу Вас проследить за этим делом. О результатах сообщите". По-видимому, Маленков очень серьезно отнесся к предложениям Гудкова и Люлька. Иначе повело себя руководство НКАП.

Комиссию по рассмотрению двигателя Люлька собрали 20 мая. Присутствовали заместитель наркома В.П. Кузнецов, Г.Д. Воликов, В.Д. Владимиров, В.В. Уваров, В.Д. Дмитриевский, А.А. Фадеев, Н.С. Холщевников, Г.М. Абрамович, С.В. Ильюшин и другие. Формально состав комиссии считался весьма представительным, но глядя через призму истории можно сказать, что компетентность ее членов по рассматриваемому вопросу оказалась недостаточной. Первым выступил Люлька с докладом о двигателе для нового самолета Гудкова. Рецензентами были назначены Уваров (ЦИАМ) и Абрамович (ЦАГИ). В своем выступлении Уваров заявил: "Схема двигателя, доложенная тов. Люлька А.М., не нова. Она с центробежным нагнетателем была опубликована еще в 1932 г., а в 1942 г. фирмой Броун-Бовери опубликована схема с осевым нагнетателем, в которой турбина принята двухступенчатой. С рядом допущений и значениями к.п.д. отдельных агрегатов, принятыми автором, согласиться нельзя. Но все же схема представляет существенный интерес и над ней надо работать".

По нашему мнению, выступление Уварова было непоследовательным. В недалеком прошлом он поддерживал Люлька. Начало выступления звучит так, как будто Люлька подал заявку на изобретение. Кстати, Уваров наверняка должен был знать, что первым приступил к практическому созданию реактивного двигателя с осевым компрессором в 1939 г. именно Люлька. Возражения по принятым допущениям и полученным результатам Уваровым не обосновывались. Спасибо и на том, что он хотя бы отметил "... все же схема представляет существенный интерес и над ней надо работать". Если бы он при этом еще и предложил усилить кадрами группу Люлька, дать ей соответствующую производственную базу, тогда он поступил бы честно до конца.

Заключение Абрамовича мало отличалось от заключения Уварова. Он также заявил о целесообразности продолжения работ и необходимости "вести экспериментальные работы по отдельным агрегатам". И ни слова о том, что следует построить реальный двигатель и уже на нем экспериментировать.

Постановляющую часть заключения комиссии, особенно пункт 1, можно считать образцом бюрократической осторожности:

"1. Двигатель системы т. Люлька А.М. на данной стадии разработки считать недостаточно проверенным по отдельным элементам. Заявленные данные двигателя преувеличены. При работе двигателя, построенного по представленному проекту, (данные - прим. ред.) могут снизиться до неприемлемых величин. В связи с этим, считать преждевременным и нецелесообразным постройку опытного образца двигателя и самолета под него.

2. Двигатель по своей схеме представляет существенный интерес. Считать необходимым развернуть экспериментальные работы по отработке отдельных узлов двигателя.

3. Считать целесообразным работу по разработке реактивного двигателя предложенной схемы развернуть в ЦИАМ. Экспериментальные работы над указанным двигателем необходимо развернуть в таком объеме, чтобы в конце 1943 г. можно было приступить к разработке опытного образца реактивного двигателя.

4. Для успешного проведения работы над реактивным двигателем системы т. Люлька А.М. в ЦИАМ считать необходимым увеличение производственной базы ЦИАМ не менее чем на 30 металлорежущих станков.

5. Одновременно с работами по двигателю системы тов. Люлька А.М. считать необходимым форсировать работы по разработке других систем мощных реактивных двигателей.

6. По мероприятиям, обеспечивающим разработку в ЦИАМ реактивных двигателей, подготовить проект решения ГОКО".

Протокол заседания комиссии подписали ее председатель — Полицарский и ученый секретарь Макаренко.

4 июня 1943 г. Шахурин направил письмо Маленкову с изложением результатов работы комиссии. В заключении указывалось, что НКАП начал подготовку проекта решения ГОКО (Государственный комитет обороны) по созданию реактивных двигателей для авиации и, в частности, по газотурбинным реактивным двигателям, и что в течение июня такой проект будет представлен на рассмотрение.

С Люлька как-то "разобрались", после чего принялись за Гудкова. Была создана еще одна весьма авторитетная комиссия под председательством начальника ЦАГИ С.Н. Шишкина в составе начальника ЛИИ А.В. Чесалова, главных конструкторов С.В. Ильюшина, Н.Н. Поликарпова и А.И. Микояна, ознакомившаяся с работами ОКБ Гудкова в период с 1940 г. по 1943 г. Заключение комиссии было подписано 19 сентября 1943 г. По новому сверхскоростному самолету т. Гудкова с реактивным двигателем т. Люлька комиссия констатировала: "Постановка вопроса о постройке самолета с двигателем конструкции т. Люлька преждевременна, так как указанного двигателя ещё нет. Имеется только незаконченный технический проект и построены отдельные агрегаты двигателя меньшей мощности". В выводах Гудкова обвинили в несолидности и низкой квалификации. Можно только сожалеть, что под этим документом поставили свои подписи Н.Н. Поликарпов, С.В. Ильюшин и др.

Наконец, в августе 1943 г. в ЦИАМ была организована лаборатория по исследованию и разработке воздушно-реактивных двигателей во главе с А.М. Люлька. К созданию реактивных двигателей в это же время были подключены некоторые научные подразделения, в том числе возглавляемое В.В. Уваровым. В справке по реактивным самолетам и двигателям, направленной Г.М. Маленкову 22 октября 1943 г., начальники 7-го и 8-го Главных Управлений НКАП рапортовали: "Группа т. Люлька в настоящее время переведена в ЦИАМ и работает над ВРД с газовой турбиной... При существующей в ЦИАМ производственной базе группа закончит постройку стендового образца двигателя половинной мощности и предьявит его на испытания для проверки основных узлов двигателя к 1 мая 1944 г. Этот двигатель летным образцом быть ещё не может". Несмотря на правильный вывод о целесообразности перехода к самолетам с ВРД, никаких конкретных предложений по форсированию работ группы Люлька руководящие работники НКАП в 1943 г. так и не дали.

(Окончание следует)



М.И. Гудков

DIGEST

In April 1942 A.Lyulka had an opportunity to continue working on an air-breathing engine at the design bureau headed by A. Bolkhovitinov. Soon M. Gudkov, who, apparently, had designed the first USSR fighter powered by an air-breathing engine, took an interest in his experimental works. Meanwhile, the initiative of the designers did not find the support from neither NII VVS (Scientific-Research Institute of Air Force) nor peoples commissariat of aviation industry. The Gu-VRD fighter had not been built and A.Lyulka and his employees were transferred to CIAM where they continued the development of the engine prototype.

И НЕ ТОЛЬКО В ТРУБЕ ДЕЛО

Валерий Гуров,

начальник сектора ГНЦ ЦИАМ

Виктор Северенков,

главный инженер Крюковского УМГ "Мострансгаз"

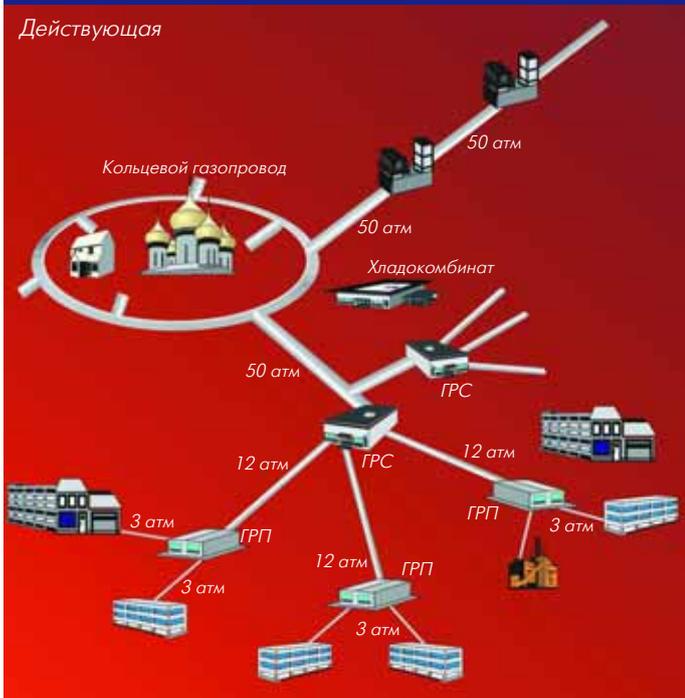
Все помнят кинохронику, показывающую как сквозь леса, поля и реки прокладывался трубопровод. Новые нитки трубопровода сооружаются и сейчас, но спустя некоторое время (приблизительно через 30 лет) их приходится менять. И чем сложнее система, тем больше и больше приходится заниматься ее реконструкцией. Экономика страны не позволяет делать это своевременно, и все чаще складываются аварийные ситуации. И хотя такая трагедия, какая случилась в мае 1989 г. под Уфой, не повторялась, никто не может поручиться за будущее.

Принято считать двадцатый век веком электричества, атома, космоса, но не только. Человечество шагнуло в век природного газа. С газом мы встречаемся в быту, промышленности, энергетике. Значительно усложнилась структура системы газоснабжения. Магистральные газопроводы, газоперекачивающие, газораспределительные станции и другие структурные элементы все чаще оказываются вблизи населенных пунктов и транспортных артерий. Требования повышения безопасности и надежности при существующих ограничениях в затратах, а также экономии энергоресурсов привели к необходимости разработки новой стратегии развития системы.

сах, турбоэлектрогенераторах, газотурбинных установках, работающих на режимах пониженной мощности. Аккумулированная энергия может быть направлена на электро-, холодо-, тепло-снабжение потребителей.

Предлагаемая стратегия технически может быть реализована, например, для газопровода-отвода диаметром 700 мм (50 атм) путем перевода его в распределительную систему с новым диаметром 1400 мм (12 атм). Для понижения давления газа в точке радиального развода размещается ГРС с энергоустановкой на ба-

СХЕМЫ СИСТЕМ ГАЗОСНАБЖЕНИЯ



Непрерывная, просто адекватная замена труб с сохранением в земле прежних — старая стратегия — стала практически невозможной в новых экономических условиях. Возникла необходимость с учетом финансовой обстановки в стране и значительных сроков эксплуатации газопроводов взять на вооружение новую стратегию развития системы газоснабжения, основными элементами которой являются:

- перевод части газопроводов, расположенных в густонаселенной местности, из разряда транспортных в распределительные и замена соответствующих станций, работающих с давлениями порядка 50 атм, на газорегуляторные пункты (ГРП), где давление ниже (около 12 атм);

- реконструкция части газораспределительных станций (ГРС) и создание на их основе станций, оснащенных (вместо редукторов давления) высокоэффективными энергоустановками на базе турбодетандеров (ТД);

- закачка воздуха избыточного давления (компрессорами с приводом от ТД) в освобожденные магистрали для аккумулирования энергии с последующим использованием ее в турбонасо-

зах ТД взамен редуктора давления. Такие энергоустановки работают, в частности, на московской ТЭЦ-21.

Для аккумулирования воздуха предприятием "Мострансгаз" и НПТОО "Аэротурбогаз" разработана установка "Ухта-1" с высокоэффективным энергоблоком. Турбодетандер блока и воздушный компрессор позволяют запасать и использовать энергию воздуха (до 6 атм), закачиваемого в освободившийся газопровод.

Аккумулированная энергия воздуха обеспечивает питание силовых агрегатов мощностью от 0,5 до 50 кВт. Для холодильной установки при подаче запасенного воздуха (расход 1 кг/с, давление 3 атм, температура 288 К) полезная мощность насоса составляет 12 кВт. Мощность хладоресурса воздуха в выходном сечении эжектора достигает 20 кВт. Эта мощность реализуется при суммарном расходе охлажденного воздуха 1,8 кг/с с температурой 277 К и расходе воды в выходном сечении насоса 145 м³/ч при давлении 3 атм. Воздух низкой температуры поступает в холодильную камеру, что дает помимо экологических еще и экономические выгоды. Отпадает необходимость затрат электроэнергии на получение холода, а за счет устранения штатного машинного

отсека увеличивается полезный объем холодильной камеры. При аварийном отключении электроэнергии турбонасос может вращать электрогенератор. На базе турбонасосного агрегата двигателя НК-88, для быстрого охлаждения помещения, подготовлен к испытаниям демонстратор, разработанный сотрудниками ГНЦ РФ ЦИАМ и ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова".

Аналогичный способ аккумуляции избыточной электроэнергии, при помощи закачки воздуха высокого давления (до 70 атм) в подземные пустоты, нашел применение в Германии и США. В случае дефицита электроэнергии накопленный воздух используется для ее получения в турбоэлектрогенераторах. Экономический эффект от повышения ресурса основного оборудования электростанций при работе с постоянной нагрузкой компенсирует все затраты на дополнительное оборудование.

Таким образом, созданы предпосылки для эффективного использования научно-технических заделов при решении проблем безопасности, а также в области малой энергетики, путем преобразования избыточного давления природного газа в давление воздуха и хранения запасов последнего в освободившихся газопроводах.



Энергоблок установки "Ухта-1"; слева — турбина природного газа, справа — компрессор высокого давления двигателя АИ-25

DIGEST

PIPE IS NOT THE ONLY PROBLEM

The structure of gas-supply system are becoming more intricate while such dangerous elements as main gas pipelines, gas-distribution stations are finding very often close to inhabited localities and transport arteries. The requirements to increased safety and reliability within existing cost limits and, also, saving of power resources demand implementation of a new strategy. The strategy core is converting gas pipelines from transmission to distribution, replacement (reconstruction) of gas-distribution stations for gas-control stations, usage of highly efficient power plants on the base of turbodetonators instead of standard regulators. The power plants make possible to accumulate air energy and ensure power supply to 0.5-50-kW power units. Under emergency power-loss the turbopump can rotate the electric generator.

ИНФОРМАЦИЯ

Проведенные в КБХМ им. А.М. Исаева с 1994 г. научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы позволили разработать двигатель замкнутой схемы, в котором в качестве компонентов топлива используются жидкий кислород и сжиженный природный газ (СПГ). В двигателе осуществляется дожигание газогенератор-

Предусматриваются исследования работы двигателя на трехкомпонентном топливе (жидкие кислород, водород, СПГ) с переходом в процессе работы с СПГ на жидкий водород.

Программа первого испытания в августе 1997 г. выполнена успешно. Дефектов двигателя после одного включения

В ходе испытаний двигателя была проверена и экспериментально подтверждена работоспособность основных агрегатов: камеры, газогенератора, турбонасосного агрегата, а также получены данные для подтверждения и уточнения методов расчетов и проектирования. Испытания подтвердили правильность выбранных алгоритмов управления двигателем на этапах предварительного захлаживания, пуска и останова.

Предусматриваются дальнейшее испытание двигателя (с продолжительностью 250 с), которые будут включений

до 500 с), а также исследование работы двигателя на трехкомпонентном топливе (жидкие кислород, водород, СПГ) с переходом в процессе работы с СПГ на жидкий водород.

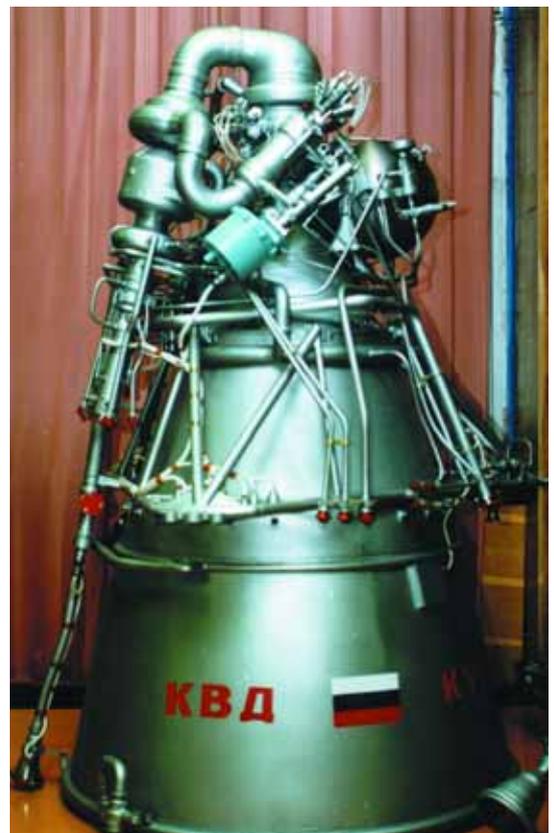
Соб. инф.

ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ДВИГАТЕЛЯ	
Тяга, кг	5500...6800
Удельный импульс, с	355
Давление в камере, бар	32...44...63
Соотношение компонентов	2,0...2,2
ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ РУЛЕВОЙ КАМЕРЫ	
Тяга, кг	200
Соотношение компонентов	1,4...1,6

ного газа (с избытком горючего) после турбины. Он оснащен системой обеспечения многократного запуска. За основу был взят существующий кислородо-водородный двигатель с доработанным насосом окислителя. Кроме того, разработана камера небольшой тяги (рулевая), работающая на газообразном природном газе и жидком кислороде.

длительностью 27 с не было. В мае 1998 г. двигатель был испытан повторно, но через 20 с работа была прекращена вследствие попадания в насос горючего газа из стеновой емкости.

Успешно проведены испытания рулевой камеры (5 включений общей продолжительностью 250 с), которые будут продолжены.



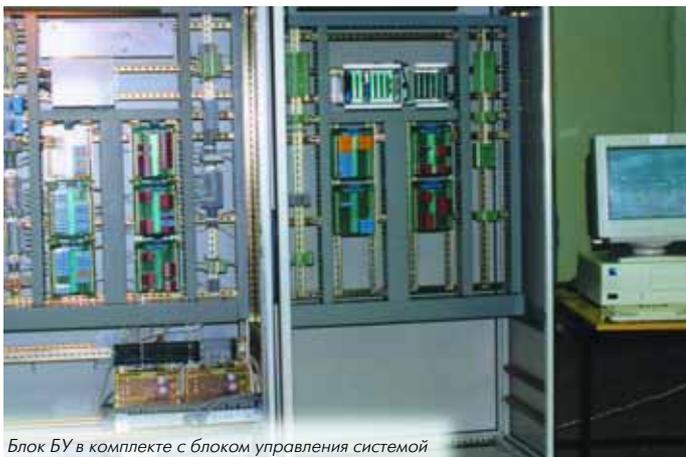
"СТАР"

ВОВСЕ НЕ СТАР

Юрий Дудкин,

генеральный директор, главный конструктор,
заслуженный машиностроитель РФ

ОАО "СТАР"— разработчик и изготовитель систем топливопитания, автоматического управления и диагностики авиационных и промышленных силовых установок. Предприятие было основано в 1943 г. Его системы используются более чем на пятидесяти



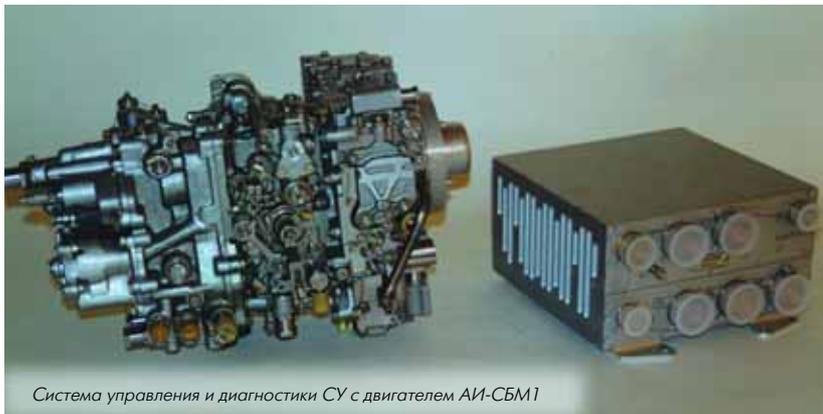
Блок БУ в комплекте с блоком управления системой

типах летательных аппаратов: от легкого поршневого самолета Су-26М до дальнего магистрального пассажирского самолета Ил-96-300.

Общая наработка систем, разработанных предприятием, составляет более 100 млн ч. Они устанавливаются на самолетах Ту-104, Ту-124, Ту-134, Ту-154М, Ту-204, Ил-62М, Ил-76, Ил-114, МиГ-31, на вертолетах Ми-6, Ми-8, Ми-14, Ми-17, Ми-24, Ми-28, Ка-26, Ка-62 и др.



Участок сборки гибридных интегральных схем



Система управления и диагностики СУ с двигателем АИ-СБМ1

ОАО "СТАР"— единственное в России и странах СНГ предприятие, которое разрабатывает и производит комплексные САУ, включающие насосы топливопитания, цифровые электронные регуляторы двигателя типа FADEC и исполнительные гидромеханические устройства.

Наше предприятие первым в России создало САУ с цифровым регулятором РЭД-3048 для двигателя Д-30Ф6 (самолет МиГ-31) и с электронным регулятором, предназначенным для двигателя ПС-90А (самолеты Ил-96-300, Ту-204, Ту-234, Ил-76МФ).

В настоящее время разработана система автоматического управления и диагностики винтомоторной силовой установки с двигателем АИ-СБМ1 для самолета Ан-140 с универсальным цифровым электронным регулятором РЭД-2000, в котором совмещены функции управления двигателем и винтом самолета, измерения всех их параметров, включая вибрации, а также функции диагностики и контроля двигателя и винта.

В рамках конверсии ОАО "СТАР" разрабатывает и выпускает электронные САУ для ГТУ газоперекачивающих агрегатов мощностью от 4 до 25 МВт, САУ для передвижных и блочно-контейнерных электростанций мощностью от 2,5 до 25 МВт, а также производит аппаратуру уплотнения телефонных каналов связи ЦСП-30 и другие товары для народного хозяйства.



Блок управления двигателем для ГПА "Урал" и электростанций

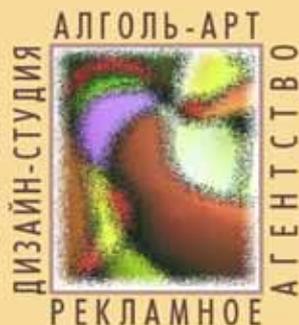
**614600, ГСП, Россия, г. Пермь,
ул. Куйбышева, 140а.
Тел.: (3422) 49-68-29, 49-32-93
Факс: (3422) 45-22-57**

DIGEST

"STAR" company is the only developer and manufacturer in Russia and CIS of fuel feeding, automatic control and diagnostic systems of aviation and industrial powerplants. These systems are used in more than 50 types of flight vehicles: from Su-26M aircraft powered by piston engine to IL-96-300 long-haul transport. Total running time of the systems on aircrafts and helicopters exceeds 100 mill. hr.

Recently the company has developed an automatic control and diagnostic system for an engine-propeller installation with AI-SBM1 engine for An-14 airplane with RED-2000 multi-purpose digital electronic controller. Furthermore, "STAR" Co. designs and manufactures automatic control systems of industrial GTU for gas-pumping plants as well as 2,5...25-MW power stations.

"STAR", THAT SOUNDS IN RUSSIAN AS "OLD", IS NOT TOO OLD



офсет ризограф шелкография ламинирование ксерокопирование **ПОЛИГРАФИЯ**
 товарные знаки упаковка оформление выставок креатив офисная живопись **ДИЗАЙН**
 вывески световые короба маркизы дюралайт объемные буквы стеллы регистрация **НАРУЖНАЯ РЕКЛАМА**
 111250 Москва, ул. Авиамоторная, 2 тел./факс: (095) 362-10-77 тел.: (095) 267-42-23

- The journal publishes materials on scientific, technical, economic, ecological, legal and other themes, urgent for progress of Russian and world engine-building.
 - The journal was established for scientific - analytical and of information-marketing support in development, implementation, application, maintenance and repairing of engines.
 - The journal renders information support to the perspective programs in aviation, space, automobile, ship, power, industrial and other type engine-building.
- Volume - more than 60 full color printed pages. Periodicity - 6 issues/ year.
 Language - Russian, digests - English. Circulation - 5 thousand copies.

Distribution:

The scientific, industrial and maintenance companies; financial and commercial organizations; federal and regional bodies of legislative and executive authorities; exhibitions and shows of aerospace, automobile, sea and other engineering, power and industrial machines; on a subscription.

Prices for publication of advertisements with high-quality polygraphy of "Engine" journal are the following:

Advertisements	1 printed page	1/2 page	1/4 page	1/8 page	1/16 page	1/32 page
	\$2000	\$1100	\$600	\$320	\$180	\$100
Advertisement on the cover	1st page		2nd page	3rd page	4th page	
	\$6000		\$3000	\$3000	\$4000	
Informative-advertising articles	1st page		2nd page	3rd page	4th page	
	\$1700		\$3200	\$4500	\$5600	

No Value-Added Tax (VAT)

✓ The editorial staff assists companies in correct adaptation their advertisements to Russian market

Двигатель научно-технический журнал

ПОДПИСНОЙ КУПОН

Адрес редакции:

Российская федерация, 111250, Москва, ул. Авиамоторная, д. 2, кор. 19. ООО "Редакция журнала "Двигатели"
 Тел./факс: +7 (095) 362-3925 Phone/Fax
 E-mail: engines.mail@usa.net; boev@ciam.ru
<http://www.engines.da.ru>

Фамилия И.О.: _____

Организация: _____

Почтовый адрес: _____

Банковские реквизиты:

р/счет 40702810500002000048
 в КБ "ЭНЕРГОПРОМБАНК" г. Москва ИНН 5043006581,
 кор/с 30101810000000000731
 в ГРКЦ ГУ ЦБ РФ по Московской обл. БИК 044652731;
 ОКПО 18596795; ОКОНХ 87100

Телефон, факс: _____

Количество экземпляров: _____

Срок подписки год (6 номеров)
 I полугодие (3 номера)
 II полугодие (3 номера)
 (Отметьте любым значком)

Для оформления подписки необходимо перевести соответствующую сумму на расчетный счет получателя и направить заполненный купон вместе с копией платежного поручения в адрес редакции.
СТОИМОСТЬ ГОДОВОЙ ПОДПИСКИ В ГРАНИЦАХ СНГ С УЧЕТОМ ДОСТАВКИ - 480 руб.

UNIVERSAL INSTRUMENT FOR UNIQUE APPLICATION

At a special experimental C-16 complex in Research Test Center of Central Institute of Aviation Motors (CIAM RTC) experimental studies of combustion processes, heat exchange applicable for all types of aviation engines, liquid propellant and hybrid rocket engines as well as industrial gas turbines are carried out. This complex is equipped by the facilities that make it possible to perform the tests, develop large-scale combustor models and high temperature heat exchangers. Availability of up-to-date test rigs and experimental installations, skilled and highly experienced experts enables to realize research and development tests to a considerable extent decisive for a rise of competitive engines.

You will easily understand resources of the complex if you look at its equipment and power supply sources. High-pressure air and gaseous hydrogen, oxygen, nitrogen and liquid cryogenic oxygen, nitrogen, hydrogen as well as natural gas, kerosene and fuel oil can be delivered to the inlet of the test article. Exhaust of combustion products allows to simulate the required flight altitude. High-temperature vitiated heaters give a possibility to ensure stoichiometric temperatures of gases supplied up to 150 bars pressure. Electric heaters can increase the temperature of the delivered air up to 1200 K that make it possible to test in such a mode high pressure combustors (up to 50 bars). Single-fuel and dual-fuel combustors (fuel oil - natural gas) can be tested with combustion. The automatic quick - response gas analyzer, state-of-the-art system to record and analyze pressure oscillations in the combustor, the system for combustion processes visualization are available in the complex. The completely computer aided control of all the parameters makes it possible with high accuracy within several seconds to get to the rated operation mode. Studies of combustor start-up performance, combustion instability, thermal and integrity performance are carried out. Technological means are under constant increasing and improvement.

The tests of large-scale scramjet models are tested in free-jet or direct-connect modes. Engine models or combustors operate on hydrogen. In the test rig vitiated heater methane or hydrogen are used as

fuels. It is possible to simulate Ma up to 7 at the engine inlet and flight altitude up to 25 km. The test rig optical system provides gas flow visualization at the aerodynamic nozzle section. The tests of the scramjet for CIAM Flying Laboratory were realized according to CIAM and NASA Joint Program. Long research work on this complex had been carried out to realize the flights of the Hypersonic Flying Laboratory (See the article " HOLDER FOR FIRE", p.27). This work had helped to settle a number of very acute problems. Russian and American specialists have high opinion about test results.

According to Russian Space Agency programs the tests of hybrid rocket engine and cryogenic heat exchanger of air liquefying system for advanced space shuttles had been tested in the described complex. Liquid nitrogen was used as a coolant during the tests of cryogenic heat exchanger. During the next step of these studies liquid hydrogen will be used.

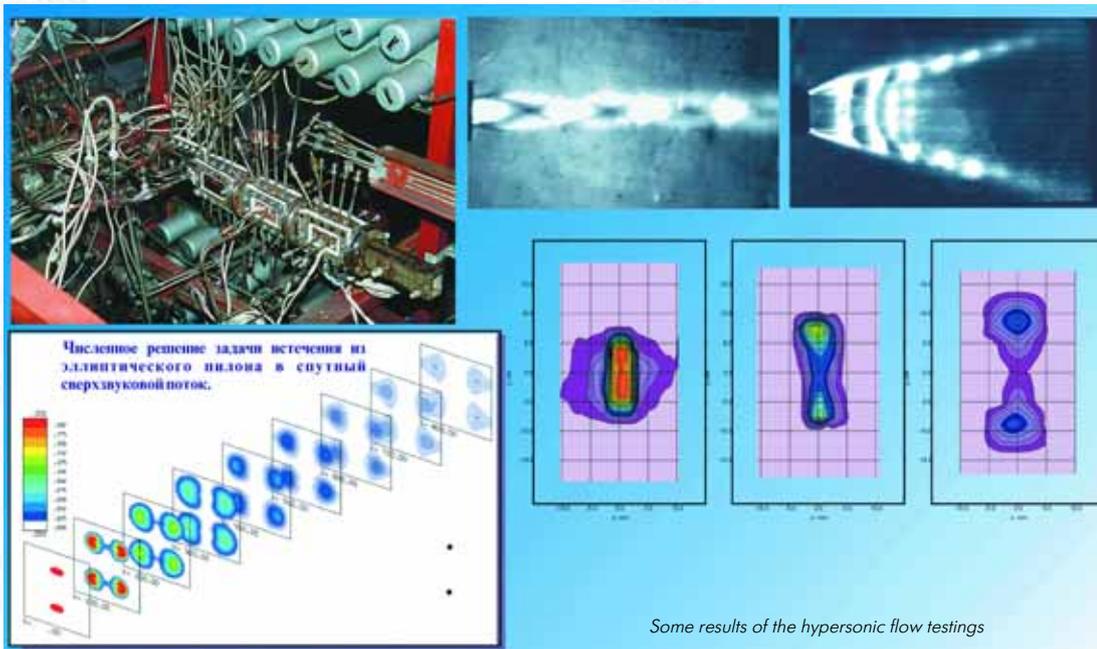
The great amount of experimental work to study combustion processes in all types of jet engines and gas turbines is realized on small-size installations corresponding to the dimension of a single-burner model. Such test installations are mobile, economical, they allow to carry out a great number of tests changing tens of design versions, operation modes and provide a great number of very helpful test data.

Several types of fuel igniters for air breathing engines, gas turbines and liquid propellant engines operating on liquid and gaseous fuel components had been studied and tested at the experimental complex. Later on these igniters were used in "Bouran" orientation engines. Nowadays they are used in the foreign industrial gas turbines.

The peculiar feature of experimental studies and tests is their skilled scientific accompaniment by the leading CIAM specialists. The experience gained by top scientists in research work and development tests of Russian aerospace engines makes it possible to use genuine test methods.

Comprehensive analysis of results is performed on comparison of test results obtained during the experiment with calculation results using modern procedures.

Scientists from CIAM, Russian Space Agency, institutes of Russian Academy of Science as well as leading foreign companies such as NASA, ABB STAL AB, SNECMA cooperate actively and efficiently with the personnel working at C16 experimental complex. All the Customers who had once ordered the work for C16 experts are striving to continue, enlarge and develop advantageous and profitable cooperation.

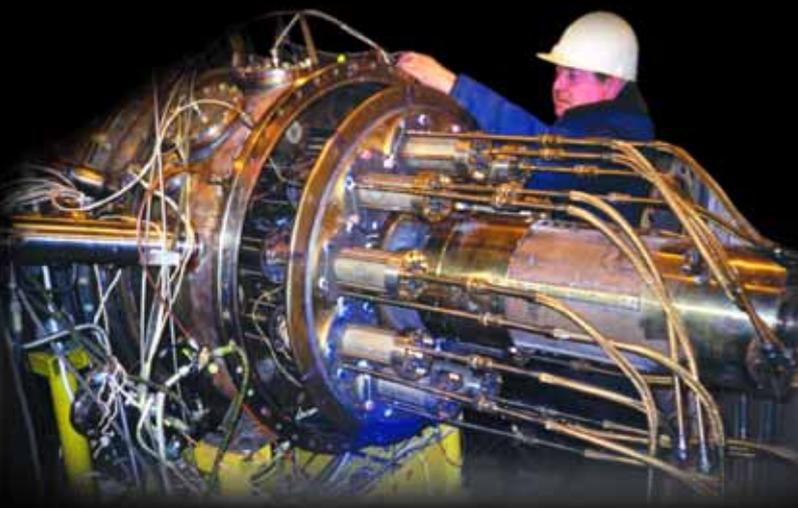
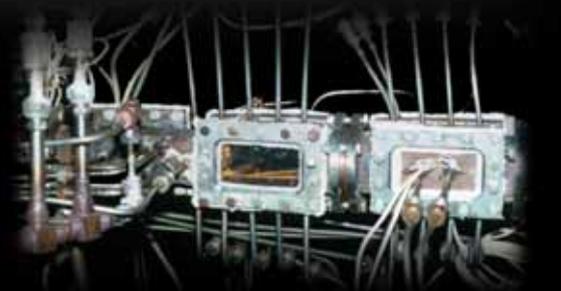
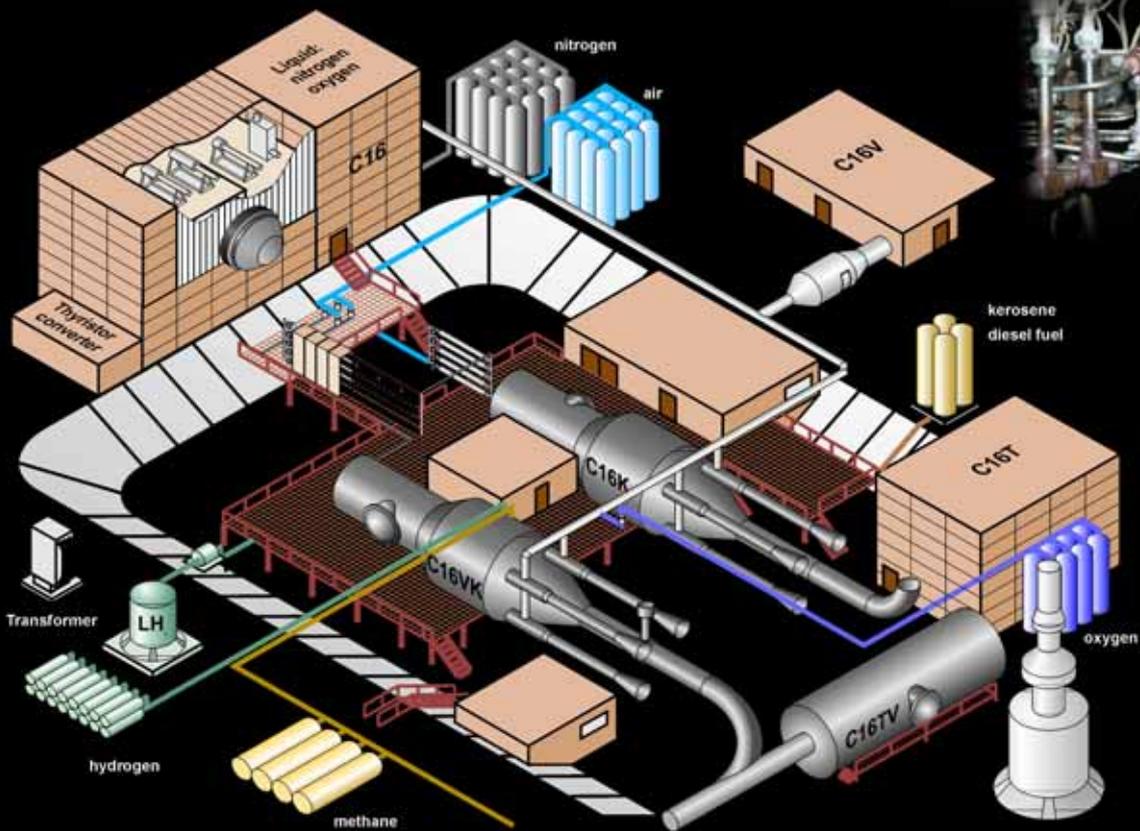


Some results of the hypersonic flow testings

WELCOME TO MUTUALLY BENEFICIAL COOPERATION

CIAM RTC THIS IS:

- Semi-centennial experience in engine trials
- The most perfect test methods to solve your problems
- Skilled scientific test accompaniment
- Low test cost



На специализированном экспериментальном комплексе Ц16 Научно-испытательного центра Центрального института авиационного моторостроения (НИЦ ЦИАМ) могут проводиться экспериментальные исследования процессов горения и теплообмена применительно ко всем типам авиационных двигателей, жидкостных и гибридных ракетных двигателей и газотурбинных установок. Комплекс оснащен оборудованием, позволяющим также проводить испытания и доводку отсеков и крупномасштабных моделей камер сгорания и высокотемпературных теплообменников. Наличие совершенных стендов и экспериментальных установок, обеспеченных высококвалифицированным и опытным персоналом, дает возможность проведения исследовательских и доводочных испытаний, в значительной мере определяющих успех в создании конкурентоспособных двигателей.

ОТКРЫТОЕ АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО
"УФИМСКОЕ МОТОРОСТРОИТЕЛЬНОЕ ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ"

НАШИ ДВИГАТЕЛИ ВЕЗДЕ,

МИГ-21

Як-3

В ВОЗДУХЕ,

Су-27

Авиационный двигатель Д-436ТП
самолета-амфибии Бе-200

НА ВОДЕ,

Водный мотоцикл ВМ-650

Мотоблок "Агрос"

Авиационный турбореактивный
двухконтурный двигатель АЛ-31Ф

НА ЗЕМЛЕ!

Газоперекачивающий агрегат
ГПА-16РМ

Снегоход "Рысь"

Иж-2126 "Орбита"

ОНИ ДАЛИ РОССИИ 34 МИРОВЫХ РЕКОРДА



450039, г.Уфа, ул. Сельская Богородская, д.4
телефон: (3472) 383-366; факс: (3472) 383744
[http:// www.diaspro.com/umpro](http://www.diaspro.com/umpro)