

# Двигатель

Научно-технический журнал № 5 (17) ◀ 2001



**Ракета-носитель  
с возвращаемой первой ступенью -  
шаг на пути к созданию новой  
многоразовой космической транспортной системы**

## Редакционный совет

**Абрамов Г.А.,**  
научный консультант Российского Речного Регистра

**Анисин Д.Д.,**  
зам. руководителя Департамента мореплавания Минтранспорта РФ

**Гриценко Е.А.,**  
ген. конструктор СНТК им. Н.Д. Кузнецова, Самара

**Губертов А.М.,**  
зам. директора ФГУП "Исследовательский центр им. М.В. Келдыша"

**Данилов О.М.,**  
ген. директор ЗАО "Центральная компания МФПГ "БелРусАвто", Москва

**Долецкий В.А.,**  
президент АО "Русские моторы", Ярославль

**Жарнов В.М.,**  
ген. конструктор ПО "Минский моторный завод"

**Зазулов В.И.,**  
гл. конструктор НПП "ЭГА", Москва

**Каблов Е.Н.,**  
директор ГНЦ ВИАМ

**Каторгин Б.И.,**  
ген. конструктор, ген. директор НПО "Энергомаш", член-корр. РАН

**Клименко В.Р.,**  
гл. инженер ОАО "Аэрофлот – РМА"

**Коржов М.А.,**  
гл. конструктор двигателей ОАО "АвтоВАЗ", Тольятти

**Крымов В.В.,**  
зам. ген. директора ФНПЦ ММПГ "Салют" по науке, Москва

**Кузнецов А.Н.,**  
зам. ген. директора Российского авиационно-космического агентства

**Кутенев В.Ф.,**  
зам. ген. директора ГНЦ НАМИ по внешнеэкономическим связям

**Леонтьев Н.И.,**  
ген. конструктор, ген. директор КБХМ им. А.М. Исаева

**Муравченко Ф.М.,**  
ген. конструктор МКБ "Прогресс", Запорожье

**Романов В.И.,**  
ген. директор НПП "Машпроект" им. С.Д. Колосова", Николаев

**Русак А.Д.,**  
начальник Департамента локомотивного хозяйства МПС РФ

**Скибин В.А.,**  
директор ГНЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова

**Троицкий Н.И.,**  
директор НИИ двигателей

**Фаворский О.Н.,**  
академик, член президиума РАН

**Чепкин В.М.,**  
ген. конструктор ОАО "А. Лялька-Сатурн"

**Черваков В.В.,**  
декан факультета авиадвигателей МАИ

**Чуйко В.М.,**  
президент Ассоциации "Союз авиационного двигателестроения"

**Шапошников Е.И.,**  
советник Президента РФ по авиации и космонавтике

**Шматович В.В.,**  
председатель Совета директоров ОАО "Авиадвигатель" и ОАО "Пермский моторный завод"

**УЧРЕДИТЕЛЬ и ИЗДАТЕЛЬ**  
ООО "Редакция журнала "Двигатели"

### РЕДАКЦИЯ

**Главный редактор**  
Александр Бажанов

**Заместитель главного редактора**  
Дмитрий Боев

**Ответственный секретарь**  
Александр Медведь

**Финансовый директор**  
Галина Чекина

### Редакторы:

Андрей Касьян, Людмила Клименко,  
Игорь Никитин, Валентин Шерстянников

**Литературный редактор**  
Лидия Рождественская

**Художественный редактор**  
Людмила Жемуранова

**Дизайн и верстка**  
Александр Коваленко

**Техническая поддержка**  
Александр Бобылев

**В номере использованы фотографии, эскизы и рисунки:**

Александра Бажанова,  
Дмитрия Боева,  
Льва Берне,  
Александра Медведа

**Адрес редакции журнала "Двигатель":**

111250, Россия, Москва,  
ул. Авиамоторная, 2  
Тел.: (095) 362-39-25  
Факс: (095) 362-39-25  
E-mail: engine@ztel.ru,  
engine@avias.com  
Internet: www.engines.da.ru,  
www.engines.avias.com

.....  
Рукописи не рецензируются  
и не возвращаются.

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.  
Ссылка на журнал при перепечатке  
обязательна.

.....  
Научно-технический журнал  
"Двигатель" ©  
зарегистрирован

в Государственном Комитете РФ  
по печати

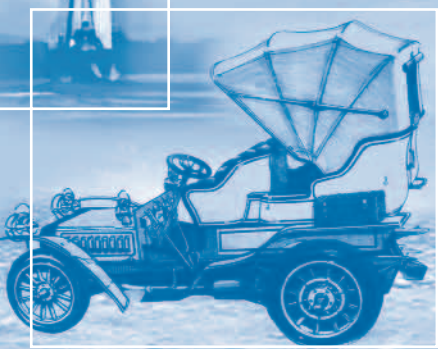
Reg. № 018414 от 11.01.1999 г.

Отпечатано ЗАО "Фабрика Офсетной  
Печати"

г. Москва

Тираж 5000 экз.

Цена свободная



# СОДЕРЖАНИЕ

№ 5 (17) сентябрь-октябрь 2001

**2 Совет директоров**

А. Ермолаев

**4 Перспективные технологии  
производства лопаток ГТД**

Ю. Елисеев

**8 Современные технологии  
проектирования**

В. Беляев, А. Чемя

**10 Высокоэффективные лопастные  
насосные агрегаты для ГТД  
гражданской авиации**

Ф. Олифинов, В. Петров, В. Буковский, М. Гласс,  
М. Гэрри, С. Хайц, Д. Барышников

**14 Запуск на морозе**

Л. Франкштейн

**16 ГТД-конструктор для начинающих**

В. Зрелов, М. Проданов, Е. Яблочников

**20 Авиационная промышленность  
после войны**

Н. Александров

**23 С пользой и достоинством**

**24 Александр Микулин, человек-легенда**

Л. Берне, В. Перов

**28 Перспективная система регулирования  
жидкостных ракетных двигателей**

Б. Громыко, А. Кириллов, В. Кириллов,  
Д. Лачинов, И. Михалёв

**31 Памяти корифея космонавтики**

**32 Аномальный износ сопел РДТТ**

Ю. Кочетков

**34 Частный случай из общей практики  
отечественного двигателестроения**

В. Рахманин

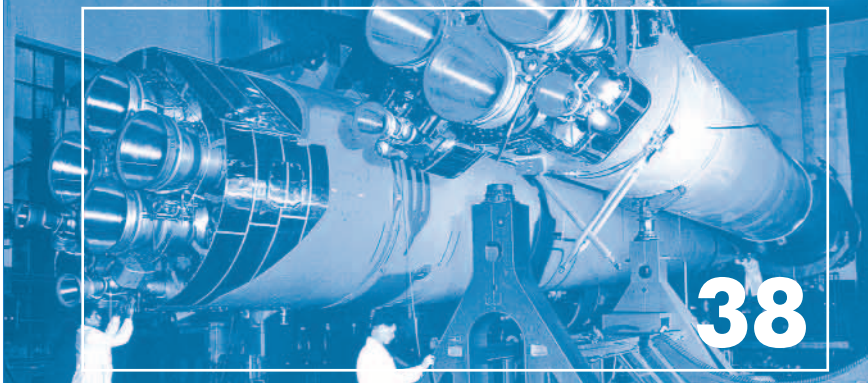
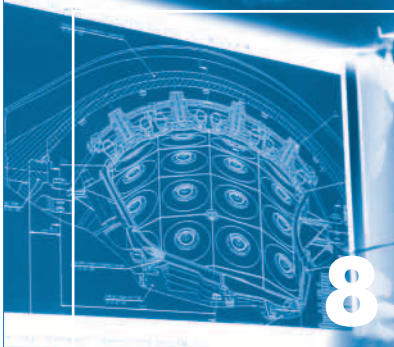
**36 Конструкторскому бюро  
химавтоматики - 60 лет**

В. Рачук

**38 Сравнительный анализ методов  
отработки отечественных и  
американских ЖРД**

Г. Самарин

**40 Sodick. Правда и ложь о линейных  
двигателях**



# СОВЕТ ДИРЕКТОРОВ

В Москве сосредоточено более 480 оборонных предприятий и организаций, а также головные компании 36 созданных в оборонной промышленности интегрированных структур. Правительство Москвы считает, что московская оборонная промышленность – инструмент развития региона, стабилизации его экономики, социальной и политической обстановки, а также сохранения статуса столицы государства, поскольку она обладает достаточно высоким научно-технологическим и производственным потенциалом в масштабах страны, СНГ и мировой экономики.



Перед началом заседания генеральный директор завода "Салют" Юрий Елисеев ознакомил мэра Москвы Юрия Лужкова, членов московского правительства, директоров московских оборонных предприятий с заводскими цехами, конструкторским бюро и учебным центром. Само заседание, в рамках проведения которого состоялось подписание Соглашений о сотрудничестве между Правительством Москвы и Российскими агентствами по видам вооружений, а также ФГУП "Рособоронэкспорт", состоялось в заводском профилактории. От Правительства Москвы Соглашения подписал мэр Москвы Юрий Лужков, от Российских агентств и "Рособоронэкспорта" – генеральные директора: Владимир Симонов (агентство по системам управления), Александр Ноздрачев (агентство по обычным вооружениям), Владимир Поспелов (агентство по судостроению), Зиновий Пак (агентство по боеприпасам), Андрей Бельянинов ("Рособоронэкспорт"), Валерий Воскобойников (первый заместитель генерального директора авиационно-космического агентства). В процедуре подписания приняли участие представители федеральных и региональных органов исполнительной и законодательной власти, руководители оборонных предприятий и организаций Московского региона.

Выступившие при подписании Соглашений Владимир Поспелов и Андрей Бельянинов отметили важное значение научно-промышленного потенциала оборонных предприятий Москвы для производства современной военной техники, сохранения позиций отечественных производителей на международном рынке вооружения. Подписание Соглашений придает новые импульсы практической реализации потенциала высокотехнологичных производств и открывает новые возможности для проведения государственной промышленной политики в сфере отечественного оборонно-промышленного комплекса.

На расширенном заседании Совета директоров было отмечено, что работа оборонного комплекса на период 2001-2003 гг. будет осуществляться, в основном, в рамках Московской Программы под-

держки оборонных предприятий, являющейся составной частью Комплексной программы промышленной деятельности в городе Москве на 2001-2003 гг., а также через другие разделы этой программы. Основной целью программы является максимальное вовлечение научно-технического потенциала оборонных предприятий в хозяйственный оборот Москвы, сохранение высококвалифицированных кадров, создание новых рабочих мест, а также условий для привлечения инвестиций и улучшения финансового положения предприятий.

Выступая на заседании, мэр Москвы Юрий Лужков заявил:

*"...Наша встреча происходит перед важным для оборонных отраслей событием - обсуждением проекта Основ политики Российской Федерации в области развития оборонно-промышленного комплекса Российской Федерации до 2010 г. и на дальнейшую перспективу на совместном заседании Совета Безопасности Российской Федерации и Президиума Государственного Совета Российской Федерации.*

*В проекте Основ указано, что организация взаимодействия органов государственной власти Российской Федерации, администраций регионов и предприятий ОПК, в том числе на основе заключения соглашений и договоров, является одной из основных задач региональной политики развития ОПК. Сегодняшнее подписание соглашений между Правительством Москвы и агентствами по оборонным отраслям промышленности - яркое подтверждение данного положения.*

*Опыт Москвы в области поддержки оборонного комплекса показывает целесообразность наделяния регионов определенными полномочиями в рамках федерально-региональных органов в составе централизованной системы государственного управления ОПК.*

*В противном случае весь накопленный потенциал, образно говоря, может уйти с молотка по цене металлолома.*

*В завершение хочу сказать, что Москва, поддерживая решения федеральной власти по реформированию и развитию оборонной отрасли, предпримет все возможные меры по их успешной реализации".*

Председатель Комитета по реформированию оборонных предприятий, расположенных в городе Москве, Франтишек Ковриго сообщил:

*"Правительство Москвы и его отраслевой орган, Комитет по реформированию оборонных предприятий, с учетом реального состояния дел в оборонной промышленности, последовательно работают над совершенствованием механизмов поддержки предприятий ОПК. В период работы Комитета выпущен ряд постановлений Правительства Москвы, в которых сформулированы условия и механизмы оказания поддержки оборонным предприятиям. В настоящее время право на льготы в рамках Московской программы поддержки получили 69 предприятий.*

*Новым направлением деятельности Комитета, получившим развитие с текущего года, является отбор инвестиционных проектов для финансирования из средств бюджета Москвы в рамках Комплексной программы промышленной деятельности на 2001-2003 гг.*

*В период с 2001 по 2003 год на цели бюджетного кредитования и оплату части процента за банковский кредит запланировано более 400 млн руб.*

Правительство Москвы приняло решение создать в своей структуре Комитет по реформированию оборонных предприятий. В задачи нового Комитета входит формирование социально-экономической, промышленной, финансовой, налоговой, приватизационной, внешнеэкономической, научно-технической и технологической политики, направленной на реформирование и проведение конверсии московских предприятий и организаций оборонной промышленности. Комитет готовит предложения по финансово-экономической поддержке оборонных предприятий и координирует их деятельность в указанных направлениях с федеральными структурами и органами исполнительной власти города Москвы. Одним из мероприятий, проведенных Комитетом за последнее время, явилось расширенное заседание Совета директоров московских оборонных предприятий с тематикой "О реализации Программы поддержки оборонных предприятий, расположенных в городе Москве, и перспективах дальнейшей работы". Заседание состоялось 25 октября 2001 г. на территории ФНПЦ ММП "Салют".

Практическая реализация этого направления осуществляется через работу комиссии Комитета по отбору проектов для финансирования. К настоящему времени рассмотрено более 30 проектов, из них рекомендовано к финансированию 22 проекта.

Реструктурирована задолженность более чем 50 предприятий в городской бюджет на общую сумму более 300 млн руб.

Реализация конкретных механизмов поддержки предприятий создала благоприятную обстановку для укрепления общего финансово-экономического положения предприятий, что позволило получить в бюджет города дополнительно около 500 млн руб."

Генеральный директор ОАО "НПО "Молния" Александр Башилов высказал мнение, что сегодня "...необходимо предпринять совместные усилия для того, чтобы убедить отечественные кредитно-финансовые структуры выдавать кредиты оборонным предприятиям под конкретные и реальные проекты, прошедшие соответствующую экспертизу, на более длительные сроки".

Генеральный директор Московского машиностроительного производственного предприятия "Салют" Юрий Елисеев считает "...необходимым объявить временный мораторий на приватизацию оборонных предприятий и проанализировать, что позитивного получило государство в результате изменения форм собственности оборонно-промышленных структур. Данное предложение объясняю тем, что не могу привести ни одного положительного примера по финансово-экономической стабилизации предприятий, изменивших форму собственности".

Ректор МГТУ им. Н.Э. Баумана Игорь Федоров проинформировал собравшихся о том, что "...все ведущие ВУЗы Москвы сохранили подготовку по ведущим специальностям для оборонно-промышленного комплекса с использованием производственно-технологической и научно-технической баз "оборонки" при тесном взаимодействии с Комитетом по реформированию оборонных предприятий, как структурным подразделением Правительства Москвы. В настоящее время МГТУ интенсивно внедряет систему трехсторонних контрактов между ВУЗом, студентом и предприятием для подготовки специалистов по заявкам оборонных предприятий. Необходимо возобновить практику проведения НИОКР по заявкам оборонных предприятий в ВУЗах, где сосредоточен большой научно-технический потенциал".

Совет директоров оборонных предприятий Москвы по итогам расширенного заседания принял решения, направленные на радикальное улучшение состояния дел в оборонно-промышленном комплексе, в числе которых:

- Правительству Москвы принять активное участие в реализации Основ политики Российской Федерации в области развития оборонно-промышленного комплекса Российской Федерации до 2010 г.;

- обратиться к Президенту Российской Федерации, в Правительство Российской Федерации, Министерство обороны Россий-



ской Федерации о необходимости ускорения утверждения Государственной программы вооружений и на ее основе размещения оборонного заказа на 2002 и последующие годы;

- просить Правительство Российской Федерации принять меры по завершению погашения задолженности по государственному заказу в утвержденных объемах, включая меры законодательного урегулирования данного вопроса;

- обратиться к федеральным органам управления Российской Федерации в лице Министерства экономического развития и торговли и Министерства промышленности, науки и технологий с предложением разработать механизмы совместного бюджетного кредитования и предоставления субвенций для понижения кредитной ставки наукоемких и венчурных проектов предприятий ОПК на паритетной основе с субъектом Федерации Москвой;

- ускорить согласование и выпуск постановления Правительства Москвы об освобождении оборонных предприятий - участников Московской программы поддержки от уплаты налога на имущество в местный бюджет с направлением высвобождаемых средств на реализацию приоритетных инвестиционных проектов;

- сохранить льготы по бюджетным платежам в бюджет города Москвы в 2002 г., приведя их в соответствие с новым Налоговым Кодексом.

- внести дополнение в постановление Правительства Москвы от 31 июля 2001 г. № 687-1111, предусматривающее реструктуризацию задолженностей ОПК в особом порядке, включая выплаты в территориальный дорожный фонд;

- активизировать привлечение оборонных предприятий к решению задач города Москвы в области обеспечения безопасности населения и территорий столицы от угроз различного характера в соответствии с утвержденной Концепцией безопасности Москвы (постановление Правительства Москвы от 22 августа 2000 г. № 654).

Инф. Андрея Ермолаева

# ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ПРОИЗВОДСТВА ЛОПАТОК ГТД

**Юрий Елисеев**, генеральный директор ФНПП ММП "Салют", д.т.н.

Одним из направлений развития авиадвигателестроения является увеличение температуры газов перед турбиной. При этом, однако, происходит рост термомеханической напряженности лопаток газовых турбин и, как следствие, дальнейшее усложнение их конструкции. От надежности этих элементов двигателя в наибольшей степени зависит надежность и ресурс газотурбинных двигателей в целом, и, соответственно, безопасность полетов.

Проблему надежности газовых турбин авиадвигателей можно решить только путем разработки и внедрения качественно новых технологий, в том числе:

- высокоградиентного монокристаллического литья заготовок;
- струйной электроэрозионной прошивки охлаждающих отверстий в лопатках;
- глубинного шлифования поверхностей замка и бандажных полок;
- нанесения покрытий на наружные и внутренние поверхности лопаток.

## Получение лопаток турбин ГТД из сплава ЖС-32 с монокристаллической структурой методом высокоградиентной направленной кристаллизации

В настоящее время в России и за рубежом при производстве рабочих лопаток ГТД широкое применение получил метод направленной кристаллизации, позволяющий значительно повысить качество используемых жаропрочных сплавов, устраняя поперечные границы зерен. Дальнейшим развитием этого метода стало получение лопаток с монокристаллической структурой.

Разработанные в ВИАМ научные основы процесса высокоградиентной направленной кристаллизации жаропрочных сплавов позволили ММП "Салют" приступить к созданию технологии производства рабочих лопаток турбин.

Исследования, направленные на разработку технологии, осуществлялись на обеспечивающей высокий градиент температуры модульной вакуумной печи УВНЭС-4 с двухзонным нагревателем и жидкометаллическим охладителем (расплавом олова).

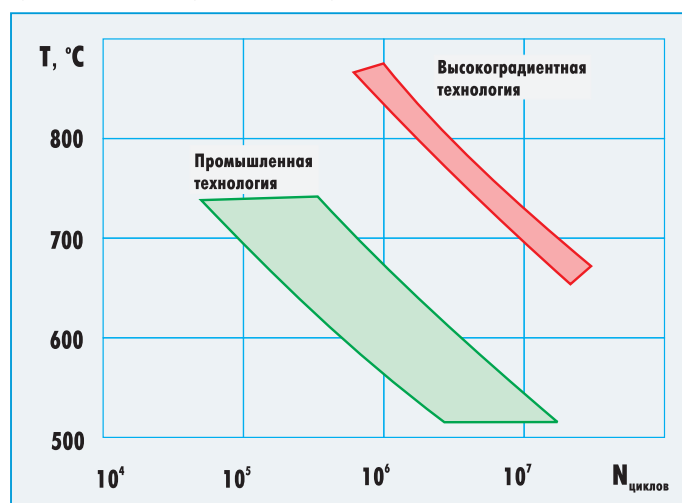
Процесс плавки и направленной кристаллизации проводили в вакууме ( $5 \cdot 10^{-3} \dots 10^{-3}$  мм рт. ст.). Для изготовления лопаток по промышленной технологии в печах УВНК-8П использовали жаропрочный сплав ЖС-32. Температура металла перед заливкой в плавильном индукционном тигле составляла  $1600^\circ\text{C}$ , скорость кристаллизации -  $4 \dots 5$  мм/мин. При отработке процесса высокоградиентной направленной кристаллизации температура на керамической форме варьировалась в диапазоне от  $1620$  до  $1700^\circ\text{C}$  (для бескремнеземных керамических форм).

Для исключения случаев выхода керамических стержней на поверхность отливки рабочие температуры процесса высокоградиентной направленной кристаллизации были установлены в диапазоне  $1630 \dots 1640^\circ\text{C}$ . Качество макроструктуры полученных лопаток оценивалось визуально после травления в смеси соляной кислоты и перекиси водорода. Кристаллографическая ориентация лопаток устанавливалась рентгеновским методом по стандартной методике.

Проведенный комплекс исследований позволил оптимизировать технологические параметры процесса высокоградиентной направленной кристаллизации лопаток ГТД и получить в условиях

производства лопатки с монокристаллической структурой. Детальное исследование особенностей микроструктуры сплава в различных сечениях лопаток показало, что в условиях высокоградиентной направленной кристаллизации по всему телу лопаток (как в пере, так и в замке) формируется регулярная структура с междендритным расстоянием  $\lambda = 160 \dots 180$  мкм.

Результаты испытаний образцов жаропрочного сплава на усталостную прочность в зависимости от условий направленной кристаллизации приведены на рис. 1.



**Рис. 1.** Области переносимых температурных нагрузок при испытаниях образцов жаропрочного материала на усталостную прочность

Применение монокристаллических лопаток, изготовленных методом высокоградиентной направленной кристаллизации, позволит существенно улучшить основные характеристики (ресурс на  $20 \dots 30\%$ , тягу на  $10 \dots 15\%$ ) газотурбинных двигателей. По заключению специалистов исследовательского центра GECDR компании "Дженерал электрик", разработанная высокоградиентная технология значительно эффективнее аналогичных промышленных технологий, используемых в США (так, количество циклов нагружения до разрушения лопаток, изготовленных по отечественной технологии, в 30 раз больше, чем у американских).

## Струйная электроэрозионная прошивка глубоких отверстий

Для изготовления охлаждающих отверстий на профиле пера лопаток турбины газотурбинных двигателей и энергетических машин широкое применение находит электроэрозионная обработка (ЭЭО). Относительная глубина прошиваемых отверстий, оцениваемая как отношение глубины отверстия к диаметру ( $h/d$ ), обычно

не превышает 20. При увеличении глубины прошиваемого отверстия производительность резко снижается из-за ухудшения условий удаления продуктов электроэрозии из зоны обработки, что приводит к шлакованию эрозионного промежутка и, в конечном счете, к остановке процесса с последующей отбраковкой детали. Для стабилизации процесса на отечественном оборудовании применяют принудительную эвакуацию продуктов эрозии - релаксацию, вибрацию, отсос и прокачку рабочей жидкости.

Максимальная относительная глубина прошиваемого отверстия при ЭЭО, помимо электрических параметров, во многом зависит и от параметров гидродинамических, особенно от давления прокачки, и характеризуется следующей зависимостью:

$$h/d = P \mu r G \Delta d^3 / 800 Q,$$

где  $\rho$  и  $\mu$  - плотность и вязкость рабочей жидкости;

$G$  - концентрация продуктов эрозии;

$Q$  - масса продуктов эрозии;

$\Delta d$  - межэлектродный зазор;

$P$  - давление рабочей жидкости;

$\alpha$  - коэффициент, зависящий от типа электрода.

Установлено, что самым эффективным способом электроэрозионной прошивки глубоких отверстий малого диаметра является прокачка маловязкой рабочей жидкости под большим давлением (до 10 МПа) через внутреннюю полость капиллярного вращающегося электрода. Обработка по такой схеме получила название струйной. Наиболее эффективно струйная электроэрозионная обработка реализована на станке "Fine SODICK", который оснащен специальными генераторами тока, системой автоматического управления процессом на базе ЭВМ, высокоэффективной системой снабжения и очистки рабочей жидкости.

В процессе поиска оптимальных режимов струйной электроэрозионной обработки удалось определить зависимости производительности от глубины прошивки, а также закономерности изменения толщины измененного слоя и износа трубчатых капиллярных электродов от частоты импульсов генератора. Исследования проводились при выполнении операции прошивки отверстий диаметром 0,4...0,5<sup>+01</sup> мм в лопатках из сплава ЖС-26 монокристаллического литья.

Характер износа электрода-инструмента при струйной обработке аналогичен характеру износа при традиционной ЭЭО, однако, его величина в этом методе значительно выше, что необходимо учитывать при ограниченном выходе электрода для калибровки. Повышенный износ, очевидно, связан с ухудшением условий образования защитной пленки на торце электрода.

При струйной ЭЭО величина измененного слоя, также как и при традиционной ЭЭО, зависит от частоты следования и длительности импульсов. При использовании высокочастотных режимов (свыше

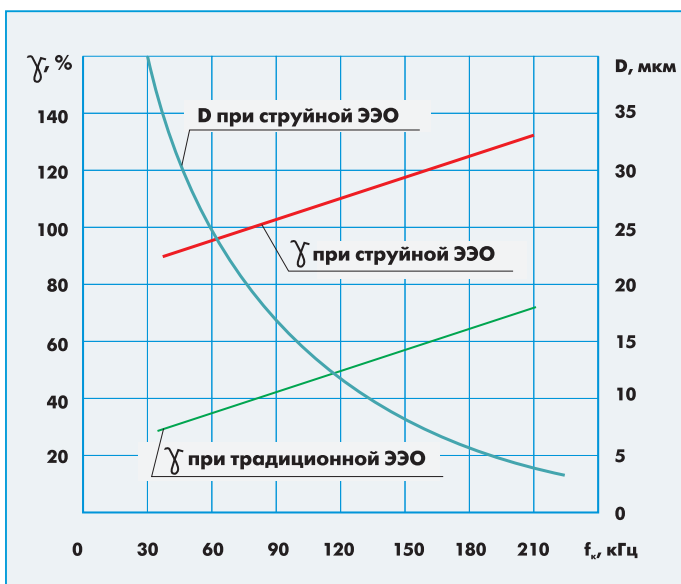


Рис. 2. Зависимость толщины измененного слоя и электрода-инструмента от частоты импульсов генератора

88 кГц) величина измененного слоя уменьшается. На оптимальных режимах для сплава ЖС-26 она составляет 10...15 мкм, что сравнимо с результатами применения чистовых режимов традиционной ЭЭО.

Найденные электрические и гидродинамические режимы в сочетании с использованием специальной рабочей жидкости VITOL-RS позволили получить максимальную производительность и уменьшить износ электродов на 30...50 %.

### Глубинное шлифование и интегральная технология обработки замка и бандажных полок

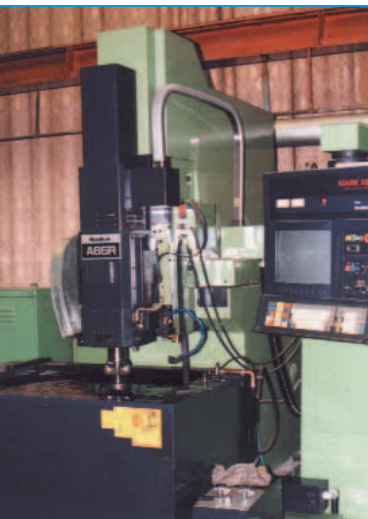
Механическая обработка высоконагруженных деталей турбины (в частности, лопаток) связана рядом особенностей:

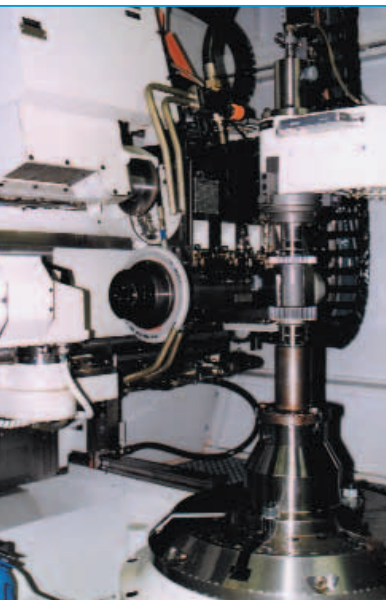
- сложностью формы деталей и изобилием элементов поверхностей критического формообразования;
- необходимостью выполнения в условиях реального производства высоких требований по точности геометрических параметров поверхностей деталей на уровне 5...7 квалитетов и достижения шероховатости поверхности не более 1,25 мкм;
- необходимостью формирования поверхностного слоя детали с высокой несущей способностью, гарантированным отсутствием в нем изменений фазово-структурного состояния и заданным распределением остаточных напряжений сжатия.

Практика показала, что в рамках традиционной многооперационной технологии эффективное решение подобных задач не обеспечивается. Мало того, многообразные методы лезвийной обработки и финишные операции создают в поверхностном слое детали сложную технологическую наследственность, определяющую нестабильность характеристик качества и прочности. Малые различия в твердости и прочности инструментальных и новых конструкционных материалов обуславливают развитие аномальных явлений в зоне резания, а низкая стойкость инструмента не удовлетворяет необходимой производительности процессов обработки в целом.

Конструктивной идеей принципиального изменения методов производства высоконагруженных деталей явилось создание интегральной технологии механической обработки, которая позволила соединить в едином процессе формообразование и формирование высокого качества поверхностного слоя любых сложнопрофильных деталей. Базовым процессом новой технологии явился процесс глубинного шлифования, принципиально отличающийся по кинематике и условиям резания от традиционных методов абразивной обработки. Толщина слоя металла, удаляемого за один проход при глубинном шлифовании, может составить несколько миллиметров, а рабочая подача изменяется от 50 до 200...500 мм/мин в зависимости от типа обрабатываемого материала, глубины резания и требований, предъявляемых к качеству поверхностного слоя деталей. По сравнению с традиционным маятниковым шлифованием, при котором глубина резания ограничивается сотыми долями миллиметра, это значительно эффективнее (в журнале "Двигатель" № 3 за 1999 г. достаточно подробно описывалось существование метода).

На базе разработанных технологических средств, проведенного комплекса исследований и построенной энергетической модели технологического процесса создана концептуально единая высокоэффективная интегральная технология механической обработки широкой гаммы конструкционных материалов практически без ограничений их прочности и твердости. Новая технология нашла широкое применение и наибольшего эффекта достигла при обработке ответственного класса деталей из труднообрабатываемых, в том числе жаропрочных, материалов. Таким образом, была решена проблема механической обработки подавляющего большинства деталей газотурбинных двигателей, и, в первую очередь, турбинных лопаток.





На ММПП "Салют" процесс глубинного шлифования используется при изготовлении лопаток турбины авиационных двигателей, обработке контактных поверхностей елочного профиля хвостовика и бандажных полок. На операции глубинного шлифования скорость съема металла достигает 300...400 мм/мин, что более чем в 10 раз превышает скорость съема при фрезеровании. Точность формообразования отвечает 6-му качеству, поверхность формируется с регулярным микрорельефом  $Ra = 0,8...1,25$  мкм.

#### Защитные покрытия наружной и внутренней поверхностей лопаток турбины

В современных авиадвигателях лопатки турбины не могут работать в течение заданного ресурса без надежной защиты от газовой коррозии. За время эксплуатации поверхностный слой лопаток турбины интенсивно повреждается. В покрытиях возникают и развиваются микротрещины, нередко образуются эрозионные повреждения, сколы покрытия, происходит внутреннее окисление металла, снижается концентрация защитных элементов, возникают поры, изменяется фазовый состав и структура поверхностного слоя. Поверхностный слой сплавов обедняется элементами, ответственными за жаростойкость, уменьшается количество фазы NiAl, ответственной за стойкость покрытий к газовой коррозии.

В процессе эксплуатации в материалах лопаток накапливаются как обратимые, так и необратимые структурные изменения, которые приводят к постепенному снижению предела выносливости лопаток турбин. Зависимость предела выносливости лопаток от времени эксплуатации обычно принимается параболической:

$$\sigma_1 = \sigma_1^0 - \alpha \tau^2 - \beta \tau,$$

где  $\sigma_1$  и  $\sigma_1^0$  - пределы выносливости эксплуатируемых и новых лопаток, соответственно;

$\tau$  - время;

$\alpha, \beta$  - некоторые коэффициенты.

Наиболее часто повреждения поверхностных слоев наблюдаются на рабочих лопатках турбины высокого давления. Степень повреждения лимитируется, прежде всего, допустимой деформацией покрытий. Повреждаемость поверхностных слоев лопаток турбины зависит от многих факторов: состава газовой среды, режима термостойкости, уровня температур и напряжений, толщины покрытий, их состава и структуры. Наиболее остро проблема нанесения надежных защитных покрытий встала при разработке, серийном производстве и ремонте авиационных двигателей четвертого поколения, когда уровни температур и нагрузок на лопатках турбины значительно возросли.

На ФНПЦ ММПП "Салют" разработан ряд новых технологических процессов нанесения защитных покрытий. Проведены исследовательские и внедренческие работы по обеспечению высокой долговечности лопаток газовых турбин. Защитные покрытия позволили существенно продвинуться вперед в решении проблемы высокой надежности перспективных авиадвигателей пятого поколения с температурой газа перед турбиной 1850...1900K и более.

Опыт разработки и эксплуатации защитных покрытий для жаропрочных никелевых сплавов в отечественном и зарубежном двигателестроении показал, что наиболее удовлетворительным комплексом свойств обладают покрытия на основе алюминидов никеля, образующие при окислении защитную пленку  $\alpha\text{-Al}_2\text{O}_3$ . Свойства таких покрытий в основном определяются толщиной слоя, концентрацией алюминия, наличием легирующих элементов и размером зерна в структуре покрытия. Различные сочетания этих характеристик позволяют получать покрытия с оптимальной

долговечностью для соответствующих условий эксплуатации.

Для нанесения многокомпонентного покрытия (характеризующегося составом Ni + (18...22) % Cr + (11,5...13,5) % Al + (0,1...0,6) % Y) на рабочие лопатки турбины высокого давления двигателя АЛ-31Ф в ФНПЦ ММПП "Салют" применены вакуумные плазменные установки МАП-1, позволяющие получать мелкозернистые покрытия со скоростью осаждения 20...25 мкм/ч на вращающиеся детали. В установке реализован вакуумно-дуговой способ генерации плазмы материала катода путем его эрозии катодным пятном вакуумной электрической дуги.

Основными дефектами защитного покрытия системы NiCrAlY, получаемого с использованием вакуумно-плазменной технологии высоких энергий, являются сколы покрытия из-за недостаточной адгезии, наличие крупной капельной фазы в слое, образующейся обычно в результате вскрытия пор при испарении материала катода, а также микротрещины в слое, обусловленные возникновением значительных растягивающих напряжений, которые ограничивают ресурс лопаток турбины второй серии двигателя АЛ-31Ф в пределах 300 ч.

Для решения проблемы дальнейшего увеличения ресурса на ММПП "Салют" были проведены исследовательские и внедренческие работы по реализации комплексного диффузионного покрытия системы (NiCrY)+(CrAlY), осаждение слоев которого проводится в две стадии. На первой стадии осаждается нихром с добавкой иттрия, а на второй стадии осаждается алюминий и хром также с добавкой иттрия. Окончательная структура покрытия формируется при термовакуумной обработке. В результате покрытие состоит из смеси фаз  $\beta\text{-NiAl}$  и  $\gamma\text{-Ni}_3\text{Al}$ .

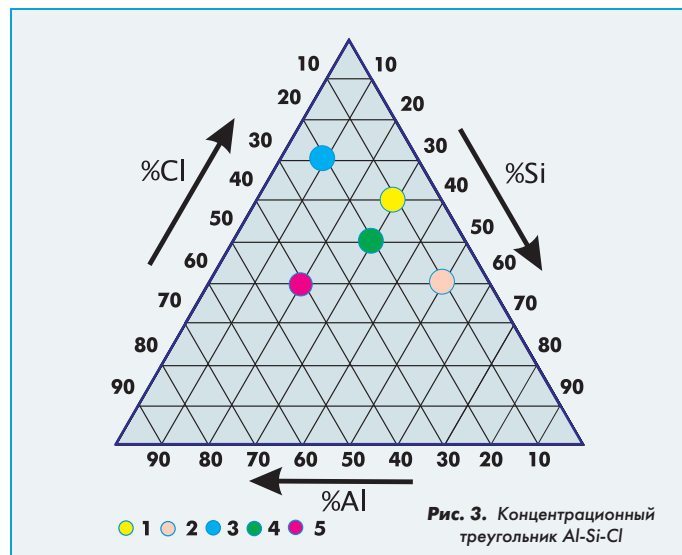


Рис. 3. Концентрационный треугольник Al-Si-Cl

Процентное содержание легирующих веществ в точках концентрационного треугольника

Точки	1	2	3	4	5
Содержание компонентов	10 % Al, 30 % Si	10 % Al, 50 % Si	20 % Al, 10 % Si	20 % Al, 30 % Si	40 % Al, 20 % Si
SiCl <sub>2</sub>	4,00	0,33	0,03	-	-
SiCl <sub>3</sub>	3,38	0,12	-	-	-
SiCl <sub>4</sub>	5,63	0,08	-	-	-
AlCl	0,01	0,04	6,00	17,70	40,66
AlCl <sub>2</sub>	0,33	0,51	10,46	9,40	3,85
AlCl <sub>3</sub>	25,40	16,60	50,85	13,70	1,00
Al <sub>2</sub> Cl <sub>6</sub>	-	-	-	-	-
k*Al	-	-	-	-	22,00
k*Si	61,20	82,20	32,40	59,00	32,40

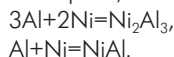
Теоретические и экспериментальные исследования позволили получить наиболее благоприятную структуру покрытия с применением установки финишной термовакуумной обработки с принудительной циркуляцией галогенидов металлов для формирования оптимальной структуры слоя. Применение циркуляционного способа обеспечило ряд преимуществ. Его отличают более высокий технический уровень, простота исполнения, возможность получения покрытий на наружной и внутренней поверхностях охлаждаемых лопаток одновременно, экологическая чистота.



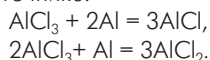
В основе процесса лежит перенос диффундирующего элемента в замкнутом рабочем пространстве установки при систематическом восстановлении газа-переносчика в результате протекающих обратимых химических реакций на поверхности деталей:

- перенос алюминия:  
 $3AlCl_2 \leftrightarrow 2AlCl_3 + Al,$   
 $3AlCl \leftrightarrow AlCl_3 + 2Al;$
- перенос кремния:  
 $2SiCl_2 \leftrightarrow SiCl_4 + Si;$
- перенос хрома:  
 $CrI_2 \leftrightarrow I_2 + Cr.$

При переносе хрома он диффундирует в поверхностный слой металла, а алюминий вступает в реакцию с никелем сплавов и образует промежуточные фазы, составляющие основу покрытия:



Моно- и дихлорид алюминия, являясь промежуточными продуктами процесса, образуются в результате взаимодействия исходных продуктов - газообразного  $AlCl_3$  и паров алюминия по тем же реакциям, но протекающим справа налево вследствие различной активности алюминия на насыщаемой поверхности и на его источнике:



В газоциркуляционной установке детали и диффундирующие вещества располагаются раздельно. Перенос осуществляется в замкнутом пространстве при постоянной температуре. Перемешивание газовой среды осуществляется с помощью вентилятора. Для формирования покрытия на поверхности внутренней полости охлаждаемых лопаток турбины, щелей, каналов осуществляется продувка их галогенидной газовой средой. При разработке теории циркуляционного способа впервые построены изотермические сечения тройных диаграмм металлов с галогенами (рис. 3).

Указанными равновесными диаграммами можно пользоваться, так как вокруг насыщаемых деталей и поверхностей источников диффундирующих элементов имеются области локального равновесия. Сечения тройных диаграмм позволили оценить возможность одновременного насыщения поверхности лопаток ПД двумя элементами, например, алюминием и кремнием с применением циркуляционного метода.

Если в циркуляционную установку загружать одновременно алюминий, кремний, лопатки и источник хлора (например,  $AlCl_3$ ), то поверхность при определенной температуре и давлении будет насыщена только алюминием, так как область равновесного сосуществования хлоридов алюминия и кремния очень мала. Эта область значительно расширяется, если в установку вместо чистого алюминия поместить ферроалюминий - FeAl. Тогда появляется возможность одновременного насыщения поверхности лопаток алюминием и кремнием благодаря тому, что термодинамическая активность алюминия к хлору значительно превосходит термодинамическую активность кремния к хлору. При применении сплава FeAl значительно снижается термодинамическая активность алюминия, и наряду с его хлоридами могут сосуществовать хлориды кремния.

Полученные зависимости положены в основу направления разработки многокомпонентных покрытий газовым методом, не предусматривающим регулирования давления, а путем целенаправленного изменения термодинамической активности элементов, одновременно участвующих в реакциях химического транспорта. Такое предложение выдвинуто на основании анализа систем Al-Si-Cl, Al-Cr-Cl, FeAl-Cr-Cl. Для практической реализации процессов насыщения поверхностного слоя деталей на ФНПЦ ММП "Салют" созданы промышленные циркуляционные установки различной мощности, которые применяются для нанесения покрытий на лопатки газовых турбин.

Для повышения жаростойкости покрытий, содержащих алюминий, на нижнем уровне допустимых значений в покрытие вводили хром. Содержание хрома выбирается в зависимости от назначения покрытия. При высоком (28...45 %) содержании хрома покрытия имеют хорошие показатели долговечности при солевой коррозии,

однако высокие концентрации хрома приводят к образованию охрупчивающей  $\sigma$ -фазы в поверхностном слое. На основании обобщенного анализа установлено, что для обеспечения высокой жаростойкости при окислении и предотвращении возможности образования охрупчивающей  $\sigma$ -фазы содержание хрома в покрытиях должно составлять 18...20 % Cr при 8...12 % Al в слое и 6...15 % Cr при 15...20 % Al в слое.

Управление составом покрытий, наносимых диффузионным методом, весьма затруднительно. Дальнейшее улучшение сопротивляемости покрытий газовой коррозии достигнуто введением небольших добавок элементов, повышающих стойкость к скалыванию основной защитной оксидной пленки  $Al_2O_3$ . В качестве микролегирующих элементов применены иттрий, гафний и кремний.

Испытания на коррозию комбинированных покрытий подтвердили их высокую работоспособность при температурах 1100...1150 °С. Основной тенденцией в изменении химического состава комбинированных покрытий системы Ni, Cr, Al, Ta, W, Hf, Si, Y является уменьшение содержания алюминия, который расходуется на образование защитной оксидной пленки  $Al_2O_3$ . Другой причиной снижения содержания алюминия в слое является взаимодиффузия элементов покрытия и сплава при температурах выше 1100 °С. В обоих случаях в процессе высокотемпературной газовой коррозии происходит уменьшение количества  $\beta$ -фазы в покрытии, ответственной за жаростойкость, вплоть до полного её исчезновения в результате фазовых переходов.

Сравнительными испытаниями на длительную жаропрочность образцов из сплава ЖС-6У с различными покрытиями установлено, что комплексное покрытие системы никель-хром-алюминий-иттрий повышает долговечность сплава в области температур 750...1000 °С. При этом значение долговечности подчиняется степенной зависимости:

$$\tau = a\sigma^m,$$

- где:  $\tau$  - время до разрушения;
- $a, m$  - коэффициенты;
- $\sigma$  - приложенные напряжения.

Покрытие уменьшает скорость разрушения сплава в исследованном температурном интервале и препятствует уменьшению ресурса пластичности при воздействии высоких температур поверхностного слоя металла.

Испытания показали, что при температурах 800...1000 °С, когда покрытие находится в пластичном состоянии, толщина покрытия не оказывает заметного влияния на трещиностойкость. Однако при меньших температурах, когда покрытие переходит в хрупкое состояние, увеличение толщины слоя покрытия свыше 40 мкм снижает вязкость разрушения.

Таким образом, поскольку температура и нагрузки распределяются по профилю пера лопаток турбин неравномерно, толщины покрытий, базирующихся на системе Ni-Cr-Al, должны назначаться дифференцированно: минимизироваться в зонах, имеющих температуру ниже температуры хрупкости покрытия, и иметь максимально допустимую величину в зонах интенсивного поражения газовой коррозией, где температура превышает граничную по хрупкости покрытий.

Применение перечисленных новых технологий обеспечивает:

- существенное увеличение эксплуатационной температуры вплоть до 1150...1200 °С в газовых турбинах;
- увеличение долговечности покрытий при температурах 1150...1200 °С до 1500 ч;
- возможность значительного увеличения ресурса лопаток турбин современных двигателей типа АЛ-31Ф и Д436Т1. ◀



# СОВРЕМЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

ФНПЦ ММП "Салют":

**Вячеслав Беляев**, главный конструктор промышленных ГТУ, к.т.н.  
**Анзор Чемя**, начальник бюро компрессоров



К моменту создания специализированного подразделения - конструкторского бюро индустриальных газотурбинных установок у руководства предприятия уже сложилось глубокое убеждение, что работа на кульманах - дело бесперспективное, и максимальные усилия были приложены к оснащению нашего КБ современными средствами вычислительной техники и программным обеспечением.

Заметим, что при переходе от проектирования на кульмане к работе за компьютером неизбежно возникают социальные проблемы. Поскольку бюро формировалось как новое подразделение, в него пришли (и продолжают приходить) люди разного возраста, имеющие различные навыки, стаж работы, степень конструкторской подготовки. Объем конструкторской документации, выпускаемой КБ, велик, поэтому времени на "раскачку" не остается, и каждый вновь поступивший работник сразу же получает конкретное задание на разработку документации с фиксированными сроками выполнения порученной работы. Если в советские времена в конструкторских подразделениях преобладали квалифицированные конструкторы, имеющие большой опыт работы, то сейчас ситуация изменилась коренным образом: на одного квалифицированного конструктора приходится несколько молодых специалистов, только что окончивших институт или имеющих небольшой (около полутора лет) опыт работы по специальности. Такое соотношение существенно сказывается на темпах работ.

Вообще освоение компьютера в целом и системы автоматизированного проектирования в частности людьми, всю свою жизнь проработавшими за кульманом, происходит иногда довольно болезненно. Существуют конструкторы (как правило, это немолодые люди), считающие, что компьютер в процессе проектирования является не более чем дорогой игрушкой. Присутствует и скрываемое многими опасение, что освоить систему проектирования очень сложно и придется какое-то время выглядеть перед молодыми коллегами не в лучшем свете. Однако знания и конструкторский опыт этих умудренных жизнью специалистов крайне важны, поэтому выбор достаточно легкого в освоении и в то же время достаточно мощного комплекса программного обеспечения стал

Несмотря на труднейшие времена 90-х годов, авиационная промышленность России сохранила огромный потенциал, что было убедительно продемонстрировано на недавно прошедшем Международном авиационно-космическом салоне МАКС-2001. Восхищение посетителей вызвали не только изящные контуры летательных аппаратов, но и фигуры сложного и высшего пилотажа, выполненные ведущими летчиками-испытателями. Но мало кто знал, что за красотой маневров многих самолетов скрывалась мощь двигателей, выпускаемых на одном из старейших двигателестроительных заводов России - ФНПЦ ММП "Салют". Огромный научно-технический потенциал фирмы и грамотная политика руководства позволили предприятию освоить выпуск высокотехнологичной продукции, соответствующей мировым требованиям. Как известно, для победы в условиях жесткой конкуренции помимо высокого качества продукции необходимо обеспечить не менее высокое качество конструкторской документации. Сегодня удовлетворить предъявляемым требованиям способна только безбумажная технология.

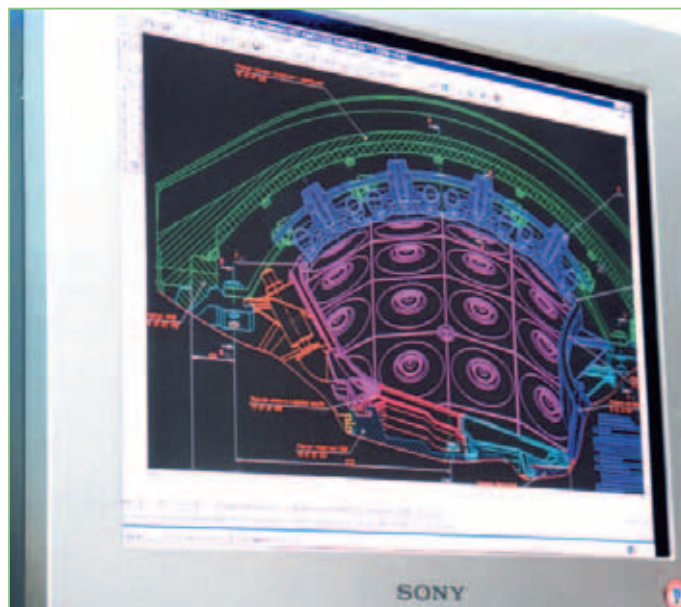
делом первостепенной важности при внедрении системы автоматизированного проектирования (САПР).

Длительный процесс выбора программного комплекса завершился тем, что в качестве САПР в нашем КБ стали использовать связку "UNIGRAPHICS-КОМПАС". Кроме того, при прочностных расчетах используется система ANSYS, а в модуле технологической подготовки производства мы внедряем связку CIMARON (подготовка управляющих программ для оборудования с ЧПУ) и "КОМПАС-АВТОПРОЕКТ" (проектирование техпроцессов). Такое сочетание программных средств было выбрано не случайно. Часть сотрудников нашего бюро ранее работала в Санкт-Петербурге на АО "Ленинградский Металлический завод", где упомянутый комплекс САПР зарекомендовал себя с самой лучшей стороны.

Однако наличие мощных систем проектирования является необходимым, но не достаточным условием для организации всего процесса конструкторско-технологической подготовки производства. Сегодня все компьютеры КБ (а это более ста рабочих мест) объединены в локальную сеть с выделенным сервером для хранения электронного архива документов. В качестве системы документооборота мы выбрали "КОМПАС-МЕНЕДЖЕР". Вначале система была внедрена в подразделении, которое занимается компрессорами, а после освоения, всесторонней оценки и проверки ею стало пользоваться всё КБ. Теперь в этой системе ведутся все наши проекты. "КОМПАС-МЕНЕДЖЕР" позволяет работать не только с файлами, созданными в САПР, но и с файлами других программ, применяемых в нашем бюро. В информационную модель проекта легко интегрируются электронные таблицы, текстовые документы, а также любая относящаяся к проекту информация: данные для автоматизации технологической подготовки производства, фотографии, рекламная информация и т.п. Имея единую программу, руководитель может контролировать работу любого своего специалиста, формировать структурный состав проекта, просматривать полные спецификации. У него появляется возможность отслеживать весь процесс проектирования, оперативно вносить

коррективы на любой стадии проекта. Схема программного комплекса, реализуемого в нашем конструкторском бюро, приведена на рис. 1.

Разработка наиболее сложных изделий, входящих в состав газотурбинных установок, производится в системе UNIGRAPHICS. Эта система признана во всем мире одной из наиболее мощных программ для проектирования изделий машиностроения. Однако ей присущ и ряд недостатков, среди которых дороговизна, высокие требования к аппаратному обеспечению, длительное время освоения, отсутствие чертежного модуля, полностью соответствующего ЕСКД. Поэтому большая часть проектно-конструкторских работ выполняется с использованием российской САПР "КОМПАС-ГРАФИК" для WINDOWS. Эта же программа позволяет изготовить весь комплект конструкторской документации. В САПР "КОМПАС-ГРАФИК" входят модуль плоского параметрического черчения и модуль трехмерного твердотельного моделирования среднего уровня "КОМПАС-3D". Последний используется для проработки пространственных компоновок не слишком сложных узлов, а также для упрощения восприятия деталей сложной конфигурации. Помимо базовых графических модулей, для ускорения процесса проектирования мы применяем ряд прикладных библиотек и электронных справочников, например, "КОМПАС-SPRING" (расчет пружин сжатия-растяжения), "КОМПАС-SHAFT PLUS"



граммы и маршрутные карты.

Безусловно, на пути комплексной автоматизации не все гладко, приходится преодолевать как объективные, так и субъективные сложности. Сегодня у специалистов нашего конструкторского бюро сложилось вполне определенное отношение к применяемому САПР. Если свести их высказывания воедино, то складывается следующее мнение: графический редактор "КОМПАС-ГРАФИК" - это, пожалуй, единственная в своем роде система, которая не ломает сложившийся за долгие годы работы стереотип мышления конструктора. Она позволяет ему работать так же, как он привык это делать на кульмане: вначале вычерчивать эскиз, а затем все более детально прорабатывать конструкцию в целом и каждый узел в отдельности (пример чертежа представлен на рис. 2).

Разрабатываемый узел можно компоновать как "сверху вниз", так и "снизу вверх". К графическим документам применима система параметризации, которая позволяет конструктору прямо в процессе работы создавать собственную библиотеку типовых в данной отрасли машиностроения узлов и деталей. Сегодня каждый специалист нашего КБ активно реализует свой творческий потенциал, не затрачивая особых усилий на рутинные операции, которые прежде отнимали так много драгоценного времени. Об универсальности и удобстве комплекса программ "КОМПАС-ГРАФИК" и "КОМПАС-3D" говорит еще и тот факт, что конструкторы, умеющие достаточно хорошо работать в системе AutoCAD, перейдя на "КОМПАС" и разобравшись с дополнительными возможностями, обеспечиваемыми системой, обратно в AutoCAD уже не возвращались. ◀

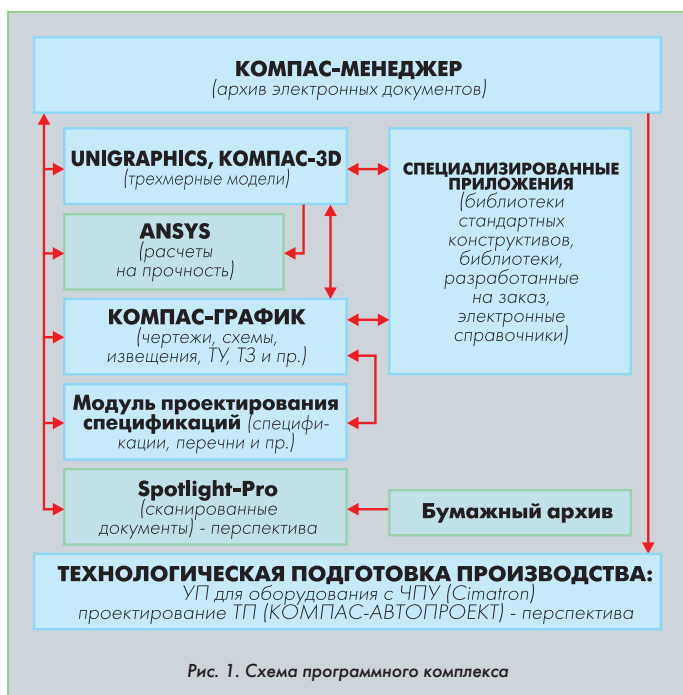
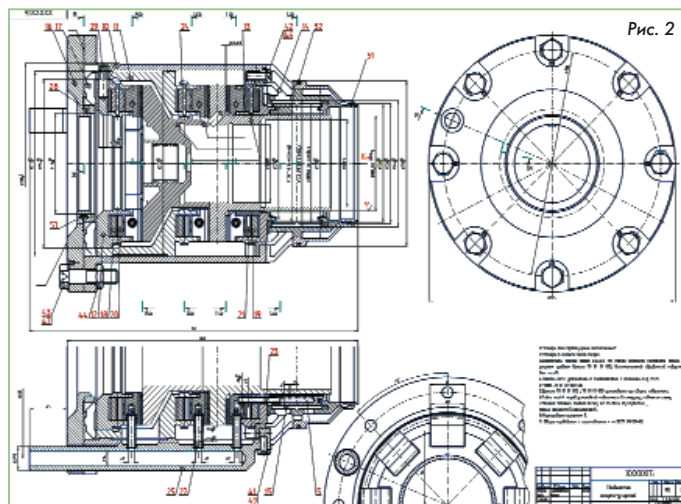


Рис. 1. Схема программного комплекса

(быстрое проектирование деталей - тел вращения и расчеты механических передач), "БИБЛИОТЕКА ТРУБОПРОВОДНОЙ АРМАТУРЫ", "СПРАВОЧНИК МАТЕРИАЛОВ" и другие. Необходимые данные передаются в программу "СИСТЕМА ПРОЕКТИРОВАНИЯ СПЕЦИФИКАЦИЙ". С ее помощью получают сборочные чертежи, ассоциативно связанные со спецификацией, в которой автоматически отражаются любые изменения состава изделия.

Конечно, компьютерное проектирование - не самоцель. Важнейшей задачей является использование данных, полученных в КБ, при организации производства, и на сегодня она компьютеризованна в меньшей степени, нежели проектирование. Однако и здесь есть существенные успехи. При составлении управляющих программ для станков с ЧПУ мы применяем систему CIMATRON, а для автоматизированной подготовки техпроцессов предполагаем использовать систему "КОМПАС-АВТОПРОЕКТ". Геометрические данные, полученные по чертежам деталей, через форматы обмена или напрямую передаются в технологические системы, где специалисты готовят про-



# ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫЕ ЛОПАСТНЫЕ НАСОСНЫЕ АГРЕГАТЫ ДЛЯ ГТД ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

ЗАО "ЦВНТ ЦИАМ", Россия:

**Федор Олифиров**

**Владимир Петров**

**Владимир Буковский**

Компания "Вудвард Гавернер", США:

**Мартин Гласс**

**Майкл Гэрри**

**Стив Хайц**

**Дмитрий Барышников**

По современным представлениям перспективные авиационные двигатели должны иметь в 1,5...2 раза увеличенный ресурс и надёжность, на 10...15 % улучшенную экономичность, в 1,5...2 раза меньшую массу и трудоёмкость технического обслуживания, пониженный уровень шума на 20...30 ЕРМ дБ и уменьшенную в 2...3 раза эмиссию вредных веществ. Столь значительное улучшение характеристик двигателя требует решения ряда научно-технических проблем, в числе которых создание более совершенной системы топливоподачи двигателя. Основные технические требования к насосным агрегатам (НА) для разрабатываемых, модернизируемых, а также перспективных двигателей самолетов гражданской авиации приведены в табл. 1.

На рис. 1 приведены многоугольные графы, численные значения вершин которых характеризуют основные параметры топливных систем двигателей пассажирских самолётов. Значения вершин первого многоугольника соответствуют целевым данным перспективной топливной системы, а второго - разрабатываемым и модернизируемым топливным системам. Здесь же для сравнения приведены некоторые значения (обозначенные треугольниками) параметров топливной системы с шестерённым насосом высокого давления двигателя GE 90, находящегося в эксплуатации. Видно, что преимущества перспективной топливной системы проявляются, прежде всего, в направле-

Таблица 1

Технические требования к топливным системам		
Параметры	Топливные системы	
	Модернизируемые и разрабатываемые в настоящее время	Перспективные
Ресурс агрегатов до первого капитального ремонта, не менее, ч	15 000	30 000
Надёжность, лётных часов на один отказ	$\geq 100\,000$	$\geq 200\,000$
Диапазон изменения расхода топлива ( $C_{max}/C_{min}$ )	$\geq 33$	$\geq 40$
Максимальный напор в топливной системе НА, Па	$124 \cdot 10^5$	$130 \cdot 10^5$
Напор, создаваемый в топливной системе, при запуске двигателя, Па	$\geq 15 \cdot 10^5$	$\geq 20 \cdot 10^5$
Давление на входе в двигатель, Па	$0,4 \cdot 10^5$	$0,25 \cdot 10^5$
Относительное содержание в топливе свободных газов ( $Q_1/Q_2$ )	$\geq 47$	$\geq 50$
Частота вращения вала двигателя, при которой начинается подача топлива в камеру сгорания, %	7	4
Удельная масса агрегатов топливных систем, кг/кВт мощности на валу НА	$\leq 0,15$	$\leq 0,09$
Подогрев топлива в НА, С	$\leq 40$	$\leq 25$

нии снижения подогрева топлива, увеличения ресурса топливных агрегатов, уменьшения частоты вращения вала турбокомпрессора при запуске двигателя и повышения самовсасывающей способности насоса.

Топливные агрегаты силовой установки, объединяющие, как правило, насос низкого давления (ННД), насос высокого давления (НВД), пусковой насос (ПН) и подшипниковые узлы, целесообразно выполнять в едином корпусе с одним валом для привода рабочих колёс насосов во вращение. В этом случае не менее чем на 30 % уменьшается масса коробки приводов двигателя и суммар-

При создании авиационных двигателей для новых поколений гражданских самолетов приходится решать проблемы, отличные от тех, какие характерны для современных двигателей другого назначения. Одна из них связана с необходимостью уменьшения нагрева топлива перекачивающими агрегатами.

ная масса топливных агрегатов за счет сокращения числа подшипниковых узлов и соединений между агрегатами. Изменение массы коробки приводов двигателя, приходящейся на один привод, можно оценить по следующей эмпирической формуле:

$$\Delta M = (7 \dots 12) + (0,08 \dots 0,12) \cdot N_{\max \text{ пр}} \quad (1)$$

где  $N_{\max \text{ пр}}$  - мощность привода.

Таблица 2

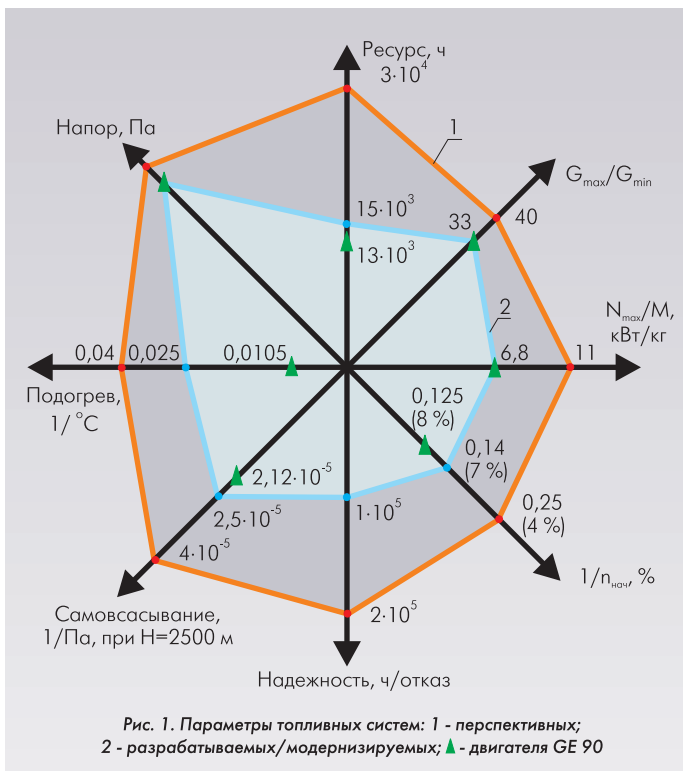
Изменение массы коробки приводов		
Число приводов	$N_{\max \text{ пр}}$ кВт	$\Delta M$ , кг
1	150	19
2		26
3		33

Для обеспечения ресурса и надёжности приходится отказываться от традиционных конструктивных схем НА, состоящих из последовательно включённых ННД и шестерённого насоса. Дело в том, что ресурс шестерённого насоса ограничен величиной в 15 000 ч, в то время как центробежные насосы, не имеющие трущихся поверхностей, работают с ресурсом до 30 000 ч. В связи с этим конструктивную схему перспективного НА предлагается разрабатывать на базе лопастных насосов.

Важным моментом при конструировании НА является выбор максимальной частоты вращения вала насосного агрегата. В качестве основополагающего параметра используется коэффициент быстроходности насосов  $n_s$ , определяющий тип и параметры агрегата:

$$n_s = 193,3 \cdot \frac{\omega \cdot \sqrt{Q}}{H^{3/4}}, \quad (2)$$

где  $Q$  - объёмная подача насоса, м<sup>3</sup>/с;  $\omega$  - угловая скорость вращения вала НА, рад/с;  $H$  - напор насоса, Дж/кг.



В табл. 3 приведены значения коэффициента  $n_s$  для каждого из насосов, входящих в состав НА, при различных значениях  $\omega$ . Данные приведены для расчётного режима их работы с максимальным к.п.д.

Таблица 3

$\omega$ , рад/с	Коэффициент быстроходности насосов		
	ННД ( $Q=0,0054 \text{ м}^3/\text{с};$ $H=1870 \text{ Дж/кг}$ )	НВД ( $Q=0,0063 \text{ м}^3/\text{с};$ $H=16700 \text{ Дж/кг}$ )	ПН ( $Q=0,0002 \text{ м}^3/\text{с};$ $H=2564 \text{ Дж/кг}$ )
100	5	1,045	0,759
200	10	2,094	1,518
300	15	3,135	2,276
400	20	4,181	3,032
500	25	5,224	3,793
1000	50	10,45	7,584
1500	75	15,67	11,38
2000	100	20,91	15,17
2500	125	26,12	18,96
3000	150	31,35	22,76
3500	175	36,57	26,55
4000	200	41,86	30,34
4500	225	47,02	34,14
5000	250	52,79	37,92

Известно, что рациональная область применения центробежных насосов соответствует  $150 > n_s > 40$ , для вихревых насосов она находится в диапазоне  $2 < n_s < 40$ , а для оседагональных коэффициент  $n_s$  должен быть не менее 150. С учетом этого (а также требований табл. 1), максимальная частота вращения вала НА составляет  $\sim 4500$  рад/с. Тогда в качестве ННД рационально использовать оседагональный насос, в качестве НВД - центробежный насос, а ПН создавать на основе вихревого насоса (рис. 2). В начале запуска двигателя частота вращения вала НА составляет 180 рад/с (4 % от  $\omega_{max}$ ), при этом параметр  $n_s$  вихревого насоса равен 1,37,

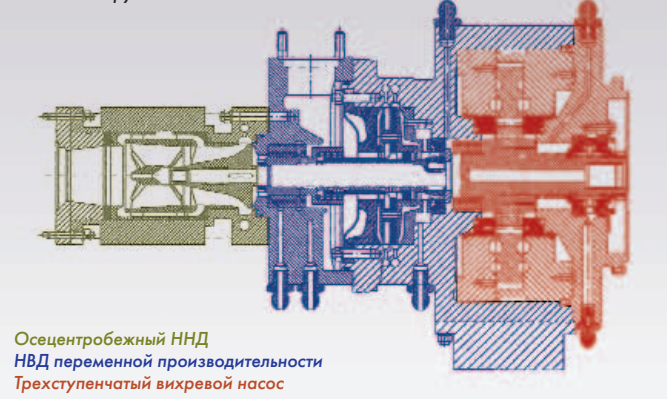


что меньше рекомендованного значения. Указанную трудность можно преодолеть, если применить трехступенчатый вихревой насос специальной конструкции,  $n_s$  которого превышает 2,8.

Для обеспечения технических требований по самовсасыванию топлива в состав НА следует включить нетрадиционный ННД - рабочее колесо с особым образом спрофилированными лопатками. В ходе поисковых экспериментальных и конструкторских работ было показано, что устойчивая работа НА обеспечивается на двухфазном топливе с параметрами: объем свободных газов во всасывающем трубопроводе составляет 63 % объема жидкости, давление топлива на входе примерно 0,022 МПа, а его расход меньше 3 % максимального.

Технические требования по минимизации подогрева топлива в НА являются наиболее трудновыполнимыми. На этапе снижения самолета двигатель работает в режиме полётного малого газа, при этом расход топлива меньше максимального более чем в 30 раз, частота вращения вала НА составляет только треть, а потребный напор топлива НВД - всего 20 % от максимального значения на взлётном режиме. Проведенный анализ показывает, что основной вклад в нежелательный подогрев топлива вносит именно НВД (до 75 %). С целью снижения подогрева в конструктивной схеме НА целесообразно применить центробежный насос переменной производительности. Расчётно-экспериментальные исследования показывают, что подогрев в НВД с центробежным насосом переменной производительности можно снизить приблизительно вдвое. Снижения подогрева топлива можно достигнуть, применив специальный центробежный насос постоянной производительности, максимальное значение к.п.д.-характеристики которого смещено в область минимальных расходов топлива. В этом случае можно ожидать уменьшения подогрева топлива НВД почти в 1,3 раза.

Рис. 2. Конструктивная схема топливного НА



Разработка предлагаемого НА производится в три этапа:

- разработка отдельных насосов и подшипников скольжения;
- экспериментальное исследование характеристик НА при максимальной частоте вращения вала (2826 рад/с);
- проектирование (с использованием опыта разработки насосов на первом этапе), изготовление и экспериментальное подтверждение ожидаемых характеристик НА в целом при частоте вращения вала 4500 рад/с.

Наилучшие характеристики ННД получены в случае применения осецентрибежного насоса с увеличенными углами поворота потока,



непрерывными по всей длине рабочего колеса лопастями, перепускной камерой и крестовиной перед рабочим колесом. Здесь для максимального режима, когда  $(Q/n)=2,25 \cdot 10^{-7} \text{ м}^3 \cdot \text{мин}/(\text{с} \cdot \text{об})$ , было получено газосодержание в жидкости  $Q_g/Q_x=0,61$  при перепаде давлений  $(P_{\text{вх}}-P_{\text{п}})$ , равном 0,024 МПа. С уменьшением подачи критическое газосодержание в потоке непрерывно возрастает и достигает на режиме глубокого дросселирования 90 % от объёма жидкости. Во всём испытанном диапазоне подач наблюдалась устойчивая работа без возникновения автоколебательных режимов.

Уменьшения подогрева топлива на режимах глубокого дросселирования добивались выбором соответствующего расчётного режима, в пределах  $(Q/n)_p=(0,6...0,67) \cdot (Q/n)_{\text{макс}}$ .

Результаты испытаний НВД с тремя различными колёсами приведены на рис. 3.

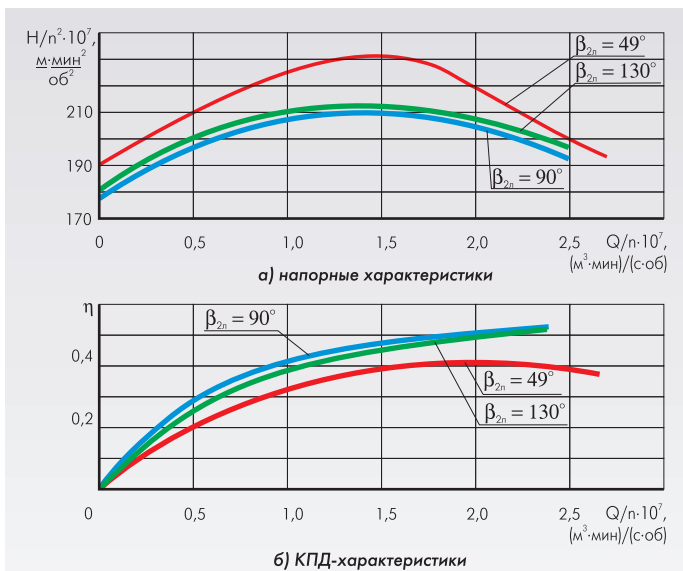


Рис. 3. Экспериментальные данные по НВД постоянной производительности

Видно, что для всех насосов в области  $(Q/n)_p \sim 1,5 \cdot 10^{-7} \text{ м}^3 \cdot \text{мин}/(\text{с} \cdot \text{об})$  напор насоса имеет максимальное значение. При  $(Q/n) < (Q/n)_p$  с уменьшением подачи напор насоса не увеличивается, а, наоборот, уменьшается, что очень важно для топливного НА двигателя.

На рис. 3б приведены к.п.д.-характеристики насосов. Видно, что использование центробежных колёс №2 и 3 с увеличенным углом установки лопастей на выходе по сравнению с колесом №1 привело к существенному возрастанию КПД насоса в основном благодаря уменьшению потерь дискового трения. Расчёты показали, что подогрев топлива на глубоком дроссельном режиме работы НВД с колесом №2 не превышает 33 °С.

Разработан и частично испытан НВД переменной производительности с экспериментальным рабочим колесом. Рабочее колесо и трубчатый отвод НВД представляют собой сложные узлы по



сравнению с аналогичными узлами традиционных центробежных насосов. Для минимизации средств, потребных для разработки НВД переменной производительности, проводится пошаговое внедрение экспериментальных узлов и деталей насоса. В настоящее время разработан и испытан базовый вариант рабочего колеса с устройством включения / выключения лопастей разного диаметра. Цель этих испытаний - экспериментально подтвердить возможность создания необходимого напора НВД в зависимости от режима работы устройства включения / выключения.

Характеристики НВД переменной производительности приведены на рис. 4. Видно, что напор насоса при включённых в работу лопастях с малым диаметром равен 2,36 МПа, а при включённых в работу лопастях с большим диаметром он составляет 3,5 МПа на режиме земного малого газа. На этом режиме снижение подогрева топлива приблизительно на 40 % достигается только из-за уменьшения напора при использовании лопастей с малым диаметром.

Из анализа к.п.д.-характеристики НВД переменной производительности видно, что к.п.д. насоса при включённых в работу лопастях с малым диаметром меньше, чем у насоса с лопастями большого диаметра. Это вполне объяснимо, ведь площадь горла отвода у насоса неизменна, однако при работе лопастей с малым диаметром гидравлический к.п.д. ниже из-за большого радиального зазора между лопастями и языком спирального отвода. В ходе испытаний подогрев топлива на глубоком дроссельном режиме работы НВД с колесом переменной производительности (с включёнными в работу лопастями малого диаметра) не превышал 28 °С. Расчёты свидетельствуют, что к.п.д. насоса на глубоком дроссельном режиме возможно повысить еще приблизительно на 50 %. В этом случае подогрев топлива не будет превышать 18 °С.

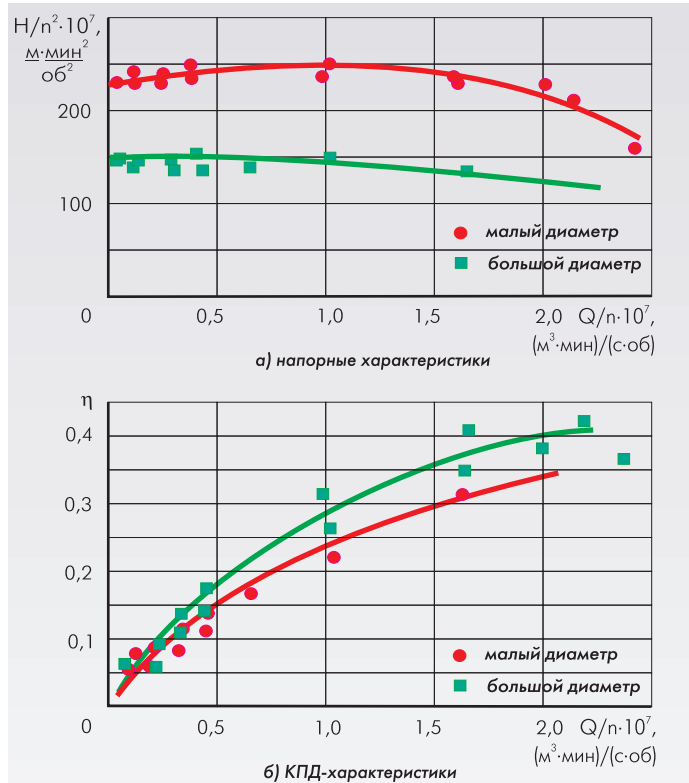


Рис. 4. Характеристики НВД переменной производительности с экспериментальным рабочим колесом

В качестве прототипа пускового насоса экспериментально исследован вихревой насос с боковыми каналами и боковыми зазорами, составлявшими 0,1; 0,2; 0,3 мм. На рис. 5 приведены напорные характеристики испытанных вихревых насосов. Анализ полученных результатов показывает, что с уменьшением бокового зазора коэффициент напора увеличивается. Так, например, при относительном расходе  $\bar{Q} = 0,124$  с уменьшением бокового зазора с 0,25 до 0,1 мм коэффициент напора увеличивается на 22 %. Вихревой насос целесообразно выполнить двух- или даже трехступенчатым с боковым зазором между рабочим колесом и корпусом, не превышающим 30 мкм в момент вступления в работу камеры сгорания двигателя. По мере возрастания давления за НВД зазор можно увеличивать.

В составе НА, вал которого имеет частоту вращения менее 3000 рад/с, может быть применён пусковой насос поршневого типа. Частоту вращения, при которой целесообразно переход от поршневого на центробежный насос целесообразно выбрать равной 1200 рад/с. В насосах, максимальные частоты вращения вала которых больше 3000 рад/с, целесообразно применять пусковой насос лопастного типа.

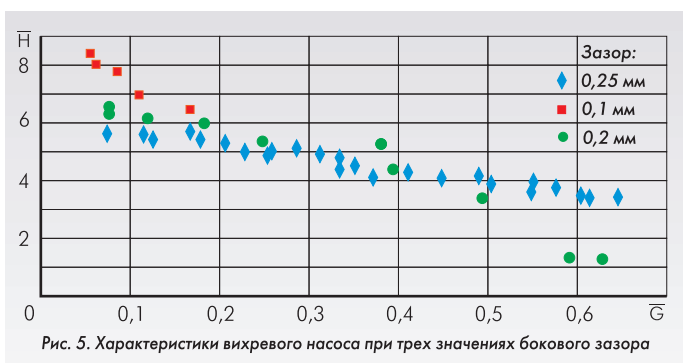


Рис. 5. Характеристики вихревого насоса при трех значениях бокового зазора

Осевой подшипник НА необычен: роль его внешней обоймы выполняет само рабочее колесо. Зазор торцевого щелевого уплотнения составляет по 50 мкм по обе стороны уплотняющих поясков рабочего колеса и корпуса. Радиальные подшипники скольжения - гидродинамические. Их корпуса изготовлены из силицированного графита (СГ-П), а вал - из стали. Поверхности контакта вала с графитом покрыты твердым сплавом типа ВК8.

Расчет ожидаемого подогрева топлива производился с использованием статической математической модели НА, позволяющей установить взаимосвязь между температурой топлива на входе в НА, характеристиками топлива, количеством тепла, отдаваемого в теплообменнике топливу, частотой вращения вала НА, величиной расхода топлива двигателя, величиной утечек из регулятора двигателя на вход НВД и др. В математической модели используются аппроксимации экспериментально полученных зависимостей для ННД, НВД и подшипников.

Результаты расчета подогрева топлива при применении НВД постоянной и переменной производительности для трёх температур топлива на входе НА: +55, +20, -55 °С. Из анализа зависимостей, приведенных на рис. 6, следует, что подогрев топлива на режиме полётного малого газа для насоса переменной производительности при  $T_{вх} = 55 \text{ °С}$  равен ~ 42 °С, в то время как у насоса постоянной производительности величина подогрева достигает 77 °С.



На всех других режимах работы НА подогрев топлива при применении НВД переменной производительности также всегда меньше.

Расчеты проводились для максимальной частоты вращения вала НА, равной 2826 рад/с. Максимальный подогрев топлива в НА ожидается не более 42 °С. Применение конструктивных мероприятий, направленных на снижение осевой и радиальной сил на валу до величины не более 200 Н, позволяет уменьшить подогрев топлива до 33 °С. Повышение частоты вращения вала НА до 4500 рад/с приведет к улучшению к.п.д.-характеристик ННД и НВД и, как следствие, к дальнейшему уменьшению подогрева топлива до 25 °С.

Таким образом, применение насосного комплекса, разработанного на базе лопастных агрегатов, позволяет значительно уменьшить подогрев топлива при вращении вала двигателя в широком диапазоне частот.

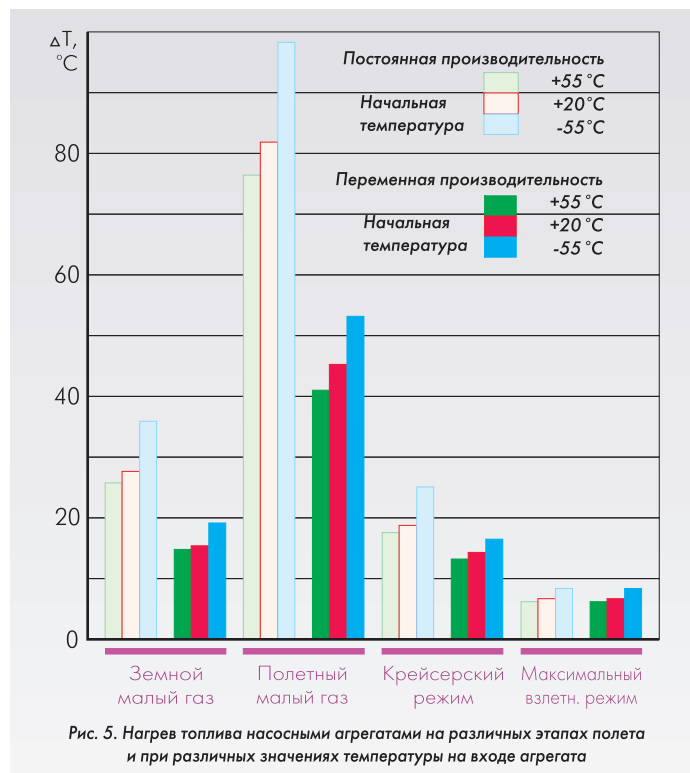


Рис. 5. Нагрев топлива насосными агрегатами на различных этапах полета и при различных значениях температуры на входе агрегата

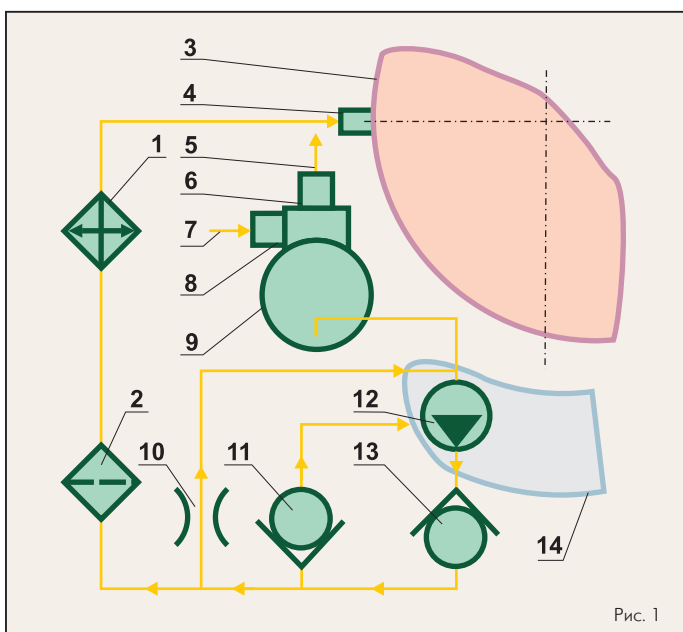


# ЗАПУСК НА МОРОЗЕ

Лев Франкштейн

**Повышенная вязкость масла, обусловленная низкими температурами, при запуске холодного двигателя приводит к ускоренному износу его подшипников. Традиционно в отечественных двигателях никаких других мер, кроме обогрева от наземных источников тепла и более длительной предварительной прокрутки двигателя, не применялось. За рубежом существует иной опыт решения проблемы низкотемпературного запуска двигателя, который, возможно, может оказаться полезным для России.**

Прежде всего зарубежные конструкторы для улучшения подвода вязкого масла из бака к нагнетающему насосу уменьшили расстояние между ними, а в бак ввели клапан наддува, поддерживающий давление масловоздушной смеси на уровне 0,5...0,8 кгс/см<sup>2</sup>. Тем самым удалось обеспечить хорошее заполнение нагнетающего насоса на земле и в высотных условиях. В самом клапане наддува имеется небольшое центральное отверстие для постоянного пропуска воздуха. Сделано это для того, чтобы обеспечить безопасность обслуживания бака спустя непродолжительное время после выключения двигателя, а также для предохранения бака от недолива.



Обычно в отечественных масляных системах для обеспечения заданного давления в них (5...7 кгс/см<sup>2</sup>) осуществляется перепуск масла из-за насоса обратно в бак. Зарубежные конструкторы в целях повышения эффективности поступления вязкого масла от нагнетающего насоса к потребителям (подшипникам, шестерням) перепуск нагнетаемого в двигатель масла не предусматривают, из-за чего давление масла в двигателе вообще не регулируется. Поэтому при запуске в зависимости от вязкости масла, а она максимальна при низких температурах, давление может достигать 30...40 кгс/см<sup>2</sup>. Для масляной системы такое давление допустимо. Что касается масляного фильтра и топливомасляного теплообменника, то они оснащены перепускными клапанами, ограничивающими перепад давления на их рабочих элементах в пределах 1...5 кгс/см<sup>2</sup> при любом давлении в системе. Прочности и жесткости агрегатов способствует цилиндрическая форма их корпусов, а герметичность уплотнений разъемов труб гарантируется в гидравлических системах при внутреннем давлении порядка многих десятков атмосфер.

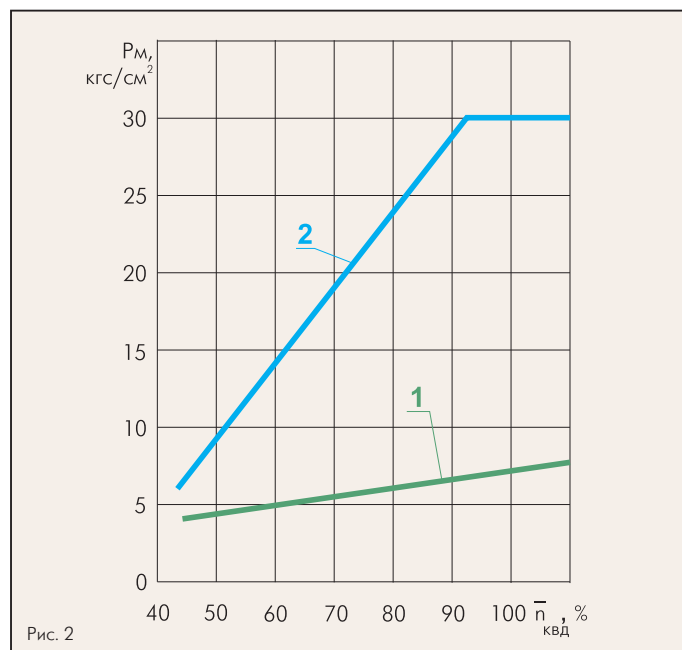
Производительность нагнетающего насоса выбирают такой, чтобы подача масла была примерно равна потребной прокачке через двигатель, работающий при нормальной температуре. В двигателях с подшипниками качения это допустимо: по мере износа подшипников величина прокачки масла через них не меняется,

поскольку она определяется суммой расходов масла через форсунки подшипников.

На рис. 1 представлена схема масляной системы с повышенными пусковыми качествами. Масло из бака 9 отбирается нагнетающим насосом 12 и подается на вход в двигатель 3 через запорный клапан 13, масляный фильтр 2 и топливомасляный теплообменник 1. Между запорным клапаном 13 и фильтром 2 установлены клапан холодного запуска 11 и жиклер регулируемого сечения 10 ручной регулировки подачи масла. Необходимость в ручной регулировке (подгонке) возникает в связи с тем, что подачу нагнетающего насоса обычно немного завышают по сравнению с прокачкой через двигатель, поскольку из-за производственных отклонений в пределах допусков прокачка масла через отдельные образцы двигателя может отличаться на несколько литров. Кроме того, возможно возникновение случайных отклонений в величине прокачки масла через двигатель в процессе эксплуатации. Нужное сечение жиклера подбирается, как правило, при заводских испытаниях двигателя, но регулировка может производиться и в процессе эксплуатации. Небольшое количество масла направляется через жиклер обратно на вход нагнетающего насоса.

При низкотемпературном запуске двигателя давление вязкого масла может достигать слишком больших значений. Для предотвращения выхода из строя масляной системы предусмотрен клапан холодного запуска, который срабатывает при достижении давления порядка 40 кгс/см<sup>2</sup>. При этом масло перепускается в коробку приводов агрегатов 14. Здесь поступившее масло подогревается благодаря трению в шестеренных передачах, что способствует еще большему ускорению его продвижения к потребителям.

На рис. 2 показаны зависимости давления масла в масляной системе с повышенными пусковыми качествами от частоты вращения двигателя в нормальном диапазоне рабочих температур (кривая 1), а также при одной из возможных экстремально низкой температуре (кривая 2). ◀



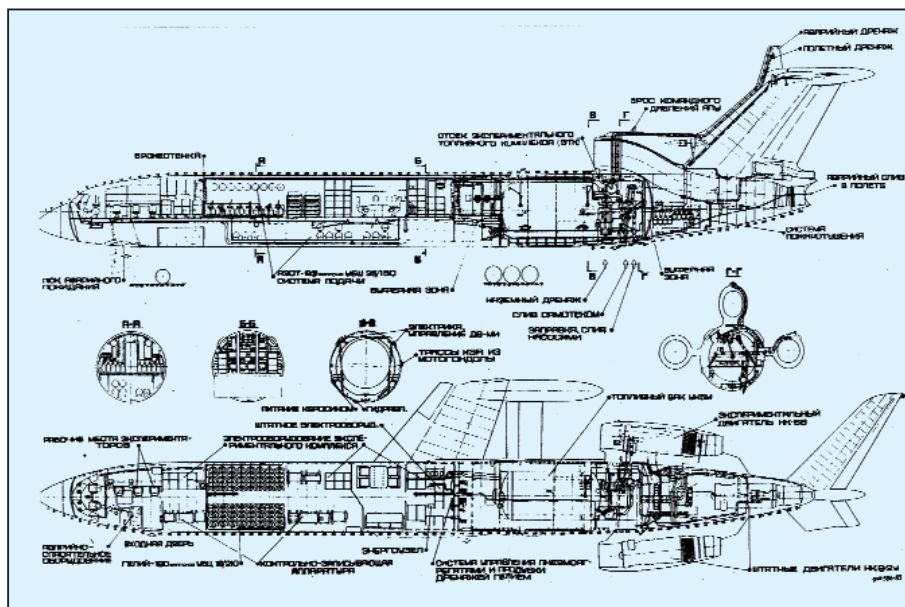


# С ВЕРОЙ В БУДУЩЕЕ АВИАЦИИ РОССИИ

Инициатором применения жидкого водорода в авиации еще в середине 50-х годов выступил Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова. В технической справке, подготовленной тогда коллективом авторов под руководством С.М. Шляхтенко (будущего начальника ЦИАМ - в 70-х годах), обосновывалась возможность увеличения дальности полета самолета с жидким водородом на борту на 60 % по сравнению с самолетом, двигатели которого работают на керосине. В последующие годы решением проблем криогенных авиадвигателей занималась большая группа специалистов ЦИАМ, в том числе: А.И. Гулиенко, В.И. Гуров, В.М. Калнин, В.В. Карпушин, Ф.Н. Олифинов, Д.Г. Пажи. Итогом 12-летней напряженной творческой работы коллективов ОКБ А.Н. Туполева и Н.Д. Кузнецова в сотрудничестве со специалистами многих НИИ, ОКБ и лётно-испытательных центров явилось создание первых в мире летающих лабораторий (самолетов Ту-155 и Ту-156) и первых в мире криогенных авиационных двигателей (НК-88 и НК-89), использующих в качестве топлива жидкий водород и сжиженный природный газ.

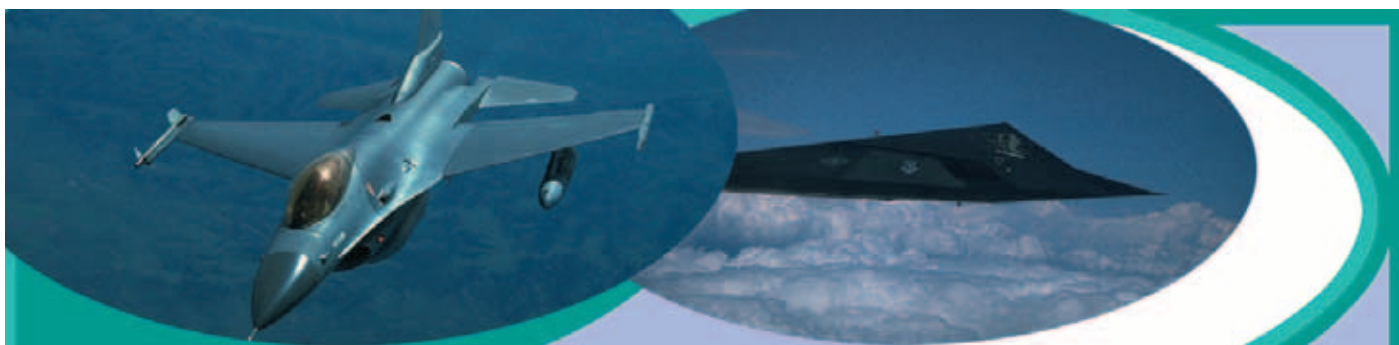
Некоторые из участников и руководителей проекта стали авторами оригинальной книги "Внимание: газы. Криогенное топливо для авиации" (М., Московский рабочий, 2001, 224 с.). В одиннадцати главах этой книги в сравнительно редком жанре технических воспоминаний доходчиво излагается сложная теория газодинамических циклов и подробно описывается опыт применения криогенной техники в различных отраслях человеческой деятельности, в том числе непростая история создания криогенного авиационного двигателя и летающей лаборатории.

Авторы отмечают: "...развитие России с ее необозримыми территориями и разнообразными климатическими условиями невоз-



можно без целенаправленного развития новых источников энергии и перспективных видов транспорта. Верим и надеемся, что технологии применения альтернативных топлив будут в недалеком будущем внедрены, исследования по этим вопросам будут продолжены, а материалы, изложенные в этой книге, окажутся полезными и будут востребованы теми, кто будет разрабатывать и внедрять новые самолеты, транспортные и энергетические системы".

Выпущенная тиражом 1100 экз. книга прекрасно оформлена, насыщена уникальными фотографиями и документами. Воспоминания, посвященные изобретателям и испытателям России, несомненно, будут интересны всем, кто не мыслит своей жизни без творчества. ◀



Авиация из первых рук

АвиаПорт.Ру

**Авторитетный сайт для профессионалов и любителей. Здесь - вся авиация России и окрестностей:**

- регулярно обновляемые ленты новостей;
- самые свежие статьи и пресс-релизы;
- авиационные предприятия: адреса, телефоны, услуги;
- каталог авиатехники;
- интерактивное сравнение характеристик ЛА малой авиации;
- интереснейшие фотографии и рисунки.

www.AviaPort.Ru Тел.: (095) 755-5760. Факс: (095) 755-9300. E-mail: info@avias.com

# ГТД-КОНСТРУКТОР ДЛЯ НАЧИНАЮЩИХ

Вх — К — КС — Т — Вых

Рис. 1

Вх — К — КС — Т — ФК — Вых

Рис. 2

Ви — Р — К — КС — Т — Вых

Рис. 3

Вх — Ве — К — КС — Т<sub>2</sub> — Т<sub>1</sub> — Вых

Рис. 4

Вх — Ве — Р — К — КС — Т<sub>2</sub> — Т<sub>1</sub> — Вых

Рис. 5

Вх — Ве — К — КС — Т<sub>2</sub> — Т<sub>1</sub> — ФК — Вых

Рис. 6

Ви — Ве — К — КС — Т<sub>2</sub> — Т<sub>1</sub> — Т<sub>ви</sub> — Вых

а)

Ви — Р — Ве — К — КС — Т — Т<sub>ви</sub> — ФК — Вых

б)

Р — Ве — К — КС — Т<sub>2</sub> — Т<sub>1</sub> — Т<sub>ви</sub> — Ви — Вых

в)

Рис. 7

Ви — К — КС — Т<sub>2</sub> — Т<sub>ви</sub> — Вых

а)

Вх — К — КС — Т<sub>1</sub> — Т<sub>ви</sub> — Ви — Вых

б)

Ви — Р — К — КС — Т — Т<sub>ви</sub> — Вых

в)

Вх — К — КС — Т<sub>1</sub> — Т<sub>ви</sub> — Ви — Вых

г)

Рис. 8

К Входное устройство    КС Камера сгорания

Ви Винт    К Компрессор    Т Турбина

Р Редуктор    ФК Форсажная камера

Ве Вентилятор    Вых Выходное устройство

Самарский государственный аэрокосмический университет:

**Владимир Зрелов**, доцент, к.т.н.

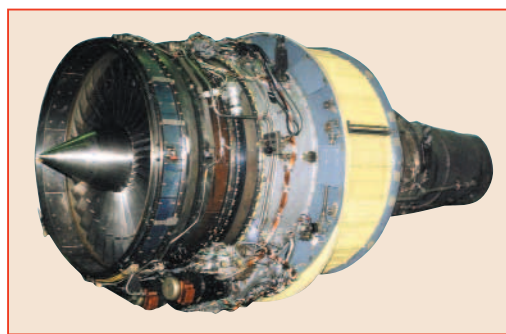
**Михаил Проданов**, доцент, к.т.н.

ЛИТМО, г. Санкт - Петербург:

**Евгений Яблочников**, доцент, к.т.н.

**В технике всегда пользовались упрощенными изображениями сложных схем, позволяющими облегчить понимание и запоминание характера взаимодействия отдельных частей системы. Принципы составления таких изображений во многих отраслях техники стандартизированы. Авторы предлагают свою систему условных символов, рассчитанных на облегчение понимания работы ГТД различных схем, которую они с успехом используют при обучении студентов Самарского государственного аэрокосмического университета.**

Количество принципиальных схем современных газотурбинных двигателей достаточно велико и виды их разнообразны. Все они, тем не менее, состоят из функционально однотипных частей, применяемых в различных наборах и комбинациях. Именно это дает возможность формализовать элементы двигателя по выполняемым задачам, способам решения этих задач и конструктивным особенностям. Особое значение это имеет при создании баз данных по ГТД, используемых в процессе обучения, при организации системы поддержки проектирования, доводки, производства, эксплуатации и утилизации ГТД, а также при разработке методики обучения проектировщиков и обслуживающего персонала.



Рассмотрим этап проектирования и организацию его поддержки. При разработке нового двигателя, изучении конструкции и обучении конструированию необходимо провести формализацию представления данных об устройстве ГТД. На верхнем уровне описания информации о двигателе представляют в виде технической документации, благодаря которой становится возможным изготовить ГТД и обеспечить его функционирование как технического средства.

На ранних этапах проектирования, в процессе функционального анализа и синтеза конструкций, удобными зарекомендовали себя модели в виде структур. В двигателестроении такие структуры традиционно отображают конструктивной системой функциональных элементов. Представим элементы авиационного двигателя в виде блоков-модулей, собранных подобно кубикам. Каждый тип двигателя содержит следующие основные функциональные блоки: входное устройство, выходное устройство, компрессор, камеру сгорания, турбину. К специальным блокам можно отнести: форсажную камеру, редуктор, вентилятор, винт.

Системы двигателя (топливная, масляная, охлаждения и т.д.) также могут представляться блоками-модулями. На рассматриваемом этапе эти системы не учитываются. Функциональные блоки-модули связаны между собой потоками вещества, энергии или сигналов. В соответствии с этими представлениями турбореактивный двигатель (ТРД) может быть изображен сочетанием пяти блоков (рис. 1).

Если к нему добавить блок форсажной камеры, то получится ТРДФ (рис. 2).

Обычный турбовинтовой двигатель (ТВД) может складываться из шести блоков (рис. 3).

Аналогично изображаются схемы и всех остальных типов ГТД, например, схема турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) (рис. 4) и ТРДД с редуктором (рис. 5).

Схема турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой (ТРДДФ) показана на рис. 6.

Заметим, что число компрессоров, вентиляторов и турбин, изображенных на схемах, соответствует количеству каскадов ГТД.

На рис. 7 показаны, соответственно, схемы турбовинтовентиляторного двигателя (ТВВД) с передним расположением воздушного винта (7а) без редуктора, с редуктором (7б) и с задним расположением воздушного винта (7в).

Схема турбовального двигателя (ТВаД) без редуктора с винтом, расположенным впереди или позади газогенератора, приведена на рис. 8а, 8б. Варианты, предусматривающие применение редуктора с передним и задним расположением винта, иллюстрируются рис. 8в и 8г.

На всех схемах количество турбин или компрессоров определяет количество валов (при этом цифра при буквах Т или К означает номер каскада).

Выбор конструктивных схем, реализуемых в газотурбинных двигателях, основан на совокупности накопленного опыта и традиций проектных и производственных организаций. Хотя набор функциональных элементов конструктивных схем ограничен, теоретически возможно большое количество вариантов их взаимного расположения и связей. Практически же выбор схемы во многом определяется уровнем развития технологии и материаловедения.

По действию на потоки энергии, в соответствии с классификацией Р. Коллера, все функциональные элементы делятся на преобразователи, проводники и связи. В ГТД типичными преобразователями являются, например, лопатки, проводниками служат большинство элементов передающих потоки вещества и энергии (диски, валы, проставки и др.), а к категории связей относят элементы, обеспечивающие стыковку подвижного компонента с неподвижным или изменение направления потоков (опоры, соединения и др.).

По структуре каждый элемент независимо от типа содержит тело и узлы связей:

- тело описывается в виде объемного или поверхностного элемента (как это принято в твердотельном моделировании САД систем);

- узлы связей представляются в виде точек и поверхностей сопряжения элементов различного типа (на уровне конструктивных схем это точки и линии).

Расположение связей определяется законом привязки (к элементу "проточная часть" привязываются компрессор, турбина и т.д., к элементу "лопаточный венец" привязываются лопатка, диск и т.д., к элементу "диск" - проставки, уплотнения и т.д., к элементу "уплотнения" - лабиринтные гребешки и т.д.).

Для определения текущего уровня и эволюционных признаков развития ГТД проведем аналогию между ними как сложными техническими объектами и объектами живой природы. Важнейшим свойством живых организмов, как известно, является наследственность.

Наследственная информация также присутствует практически на всех уровнях описания ГТД, например:

- нулевой уровень: ГТД > самолет;
- первый: проточная часть > турбокомпрессор;
- второй: турбокомпрессор > лопаточная машина;
- третий: лопаточная машина > составные элементы (лопаточный венец, диск, уплотнения, разгрузочные полости и т.п.).

Рассмотрим конструктивную систему турбокомпрессора ГТД на всех уровнях описания двигателя. Конструктивно-силовая схема турбокомпрессора является носителем наследственной информации, показывая взаимодействие его роторной и статорной частей. Графически она может изображаться с использованием следующих условных элементов: винт (рис. 9а), лопаточная машина (ЛМ) (вентилятор, компрессор или турбина) (рис. 9б, 9и), редуктор (рис. 9в), камера сгорания (рис. 9г), радиально упорная опора (рис. 9д), радиальная опора (рис. 9е), элементы силовой связи (силовые пояса): осевой (трансмиссия или стенка корпуса) (рис. 9ж) и радиальный (диски, стойки и т.д.) (рис. 9з).

Каждый из описанных элементов является сложным. В зависимости от уровня рассматриваемой при проектировании задачи он может быть представлен в виде совокупности составляющих его элементов нижнего уровня. Например, опора (рис. 9д, е) представляется в виде подшипника, демпфера, уплотнения, элементов соединения и передачи усилия и др. Аналогичным образом можно представить любой другой элемент.

При проектировании турбокомпрессора можно формализовать алгоритм синтеза конструктивной схемы по количеству и взаимному расположению элементов. Покажем это на примере проектирования силовой системы трехвального ТВВД.

1. Устанавливается тип, количество и расположение лопаточных машин, винта, редуктора и камеры сгорания (рис. 10).

2. Устанавливаются роторные связи (рис. 11).

3. Определяется тип и расположение опор в зависимости от прочностных, динамических, габаритных и массовых свойств (рис. 12).

4. Устанавливаются статорные элементы связей: радиальные и осевые (рис. 13).

5. Формируется масштабная конструктивная схема по результатам термогазодинамического расчета и анализа прототипов (рис. 14).

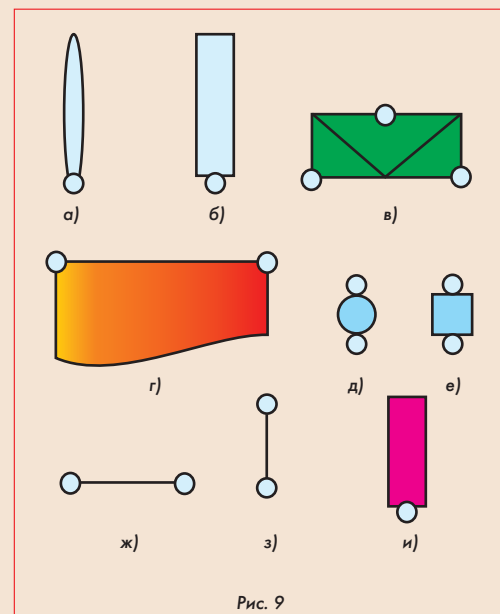


Рис. 9

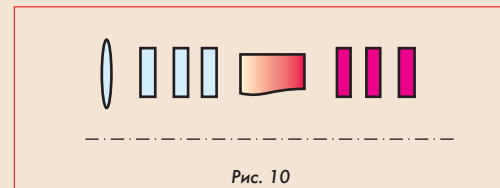


Рис. 10

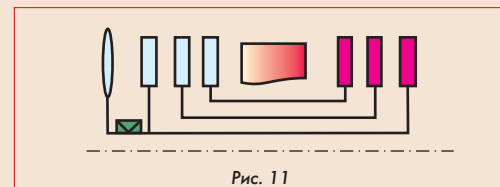


Рис. 11

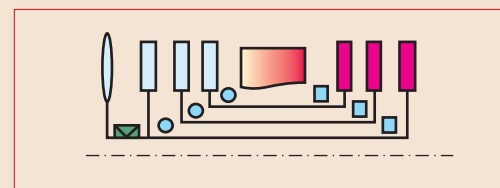


Рис. 12

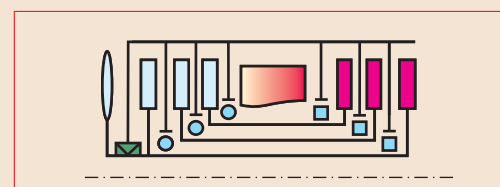


Рис. 13

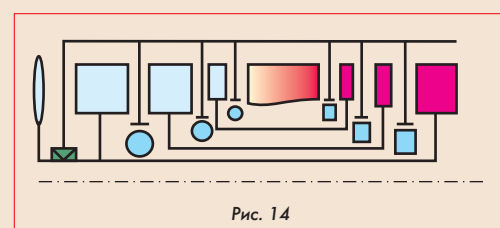
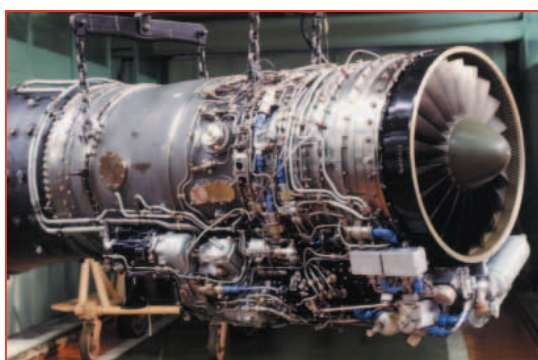


Рис. 14



Все перечисленные этапы объединены динамически формируемыми обратными связями.

На Третьих международных научных чтениях, посвященных памяти И.И. Сикорского и развитию творческого наследия выдающихся российских авиаторов (Москва - Санкт-Петербург 2001 г.) в докладе В.А. Зрелова, М.Е. Проданова "Разработка информационного поля отечественных авиационных ГТД" в соответствии с использованными условными графическими элементами были представлены конструктивно - силовые схемы турбокомпрессоров ГТД, созданных основными КБ СССР/СНГ в период 1946 - 2000 гг. Видно, что аналогичные схемы используются различными конструкторскими бюро. Таковы, например, схемы двигателей РД-33, АЛ-31Ф, НК-8, НК-144. В основном, каждое КБ предпочитает применять собственные схемы ГТД. Это можно объяснить наличием различных традиций и опыта, присущих конкретному разработчику и переносимых из одной конструкции в другую своеобразными наследственными признаками. Это является основой применения ранее описанного алгоритма синтеза ГТД.

Подавляющее большинство ТРД и ТРДФ (кроме АЛ-21Ф-3 и РД-36-51А), а также ТВД (кроме НК-12, турбины и компрессора ТВ-7-117, ТВД-1500 и НК-62) имеют консольное относительно опоры расположение турбины. В большинстве схем ТРД и ТРДФ (кроме Р-125-300) компрессор имеет переднюю и заднюю опоры. По такой же схеме выполнены и каскады высокого давления двухвальных ТРДД и ТВад двигателей пермского ОАО "Авиадвига-

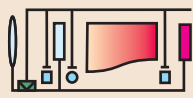
тель". В то же время каскады высокого давления современных ТРДД и ТРДДФ, а также ТВД и ТВВД имеют по одной опоре в компрессоре (чаще всего это радиально-упорный подшипник).

При создании отечественных ТРД, ТРДФ и ТВД было использовано 12 конструктивных схем, отличающихся количеством и расположением опор роторов. Добавив к ним еще три схемы каскадов низкого давления ТРДД (ТРДДФ), получим 15 схем, позволяющих описать все разнообразие схем ТРД, ТРДФ, ТВД, ТВад, каскадов ВД ТРДД, ТРДДФ и ТВВД отечественных ГТД. Применительно к каскаду высокого давления двухвальных ТРДД (ТРДДФ) было использовано три схемы. Эти же каскады во всех трехвальных двигателях выполнены по одной схеме. В газогенераторной части ТВад было использовано три схемы. Каскады низкого давления двухвальных ТРДД (ТРДДФ) сконструированы с использованием четырех схем, а каскады среднего давления трехвальных ТРДД - только двух схем. Каскады вентиляторов в трехвальных ТРДД выполнены по двум схемам, причем вентиляторы во всех схемах расположены консольно относительно опоры. Во всех схемах современных ГТД видно стремление к уменьшению количества опор и количества силовых поясов посредством введения межвальных опор и объединения нескольких опор в единый силовой пояс (двигатели НК, АЛ-31Ф, РД-33, Р-79В-300, ТРДД ЗМКБ).

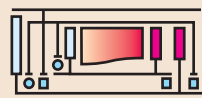
Конструктивные схемы каскадов ВД двух- и трехвальных ТРДД (ТРДДФ), а также ТВад выполнены по тем же схемам, что и ТРД и ТВД. Следует отметить, что схема каскадов ВД ТВД ТВ7-117, ТВД-1500, ТВД-20В, НК-62 нашла наибольшее распространение. приме-

### КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЫЕ СХЕМЫ ТУРБОКОМПРЕССОРОВ ГТД, СОЗДАНЫХ В СССР/СНГ

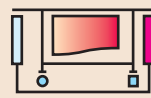
#### Разработчик - ЗМКБ «Прогресс»



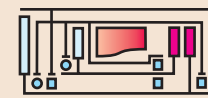
АИ-20, АИ-24 (ТВД)



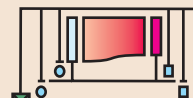
ДВ-2, АИ-22 (ТРДД)



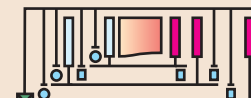
АИ-9 (ВСУ)



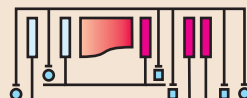
АИ-25 (ТРДД)



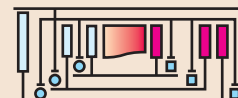
АИ-450



Д-27 (ТВВД)

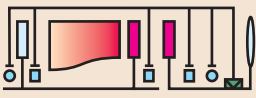


Д-136 (ТВад)

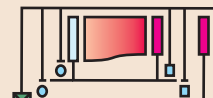


Д-36, Д-18Т, Д-436 (ТРДД)

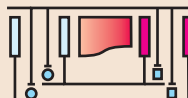
#### Разработчик - Омское МКБ



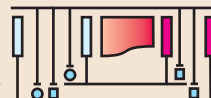
ТВД-10Б, ТВД-20 (ТВД)  
ГТД-3Ф (ТВад)



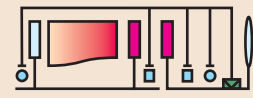
ТВ-0-100, ГТД-400 (ТВад)



ВГТД-43 (ВСУ)



ТРДД-50М (ТРДД)



ТВД-20 (ТВД)

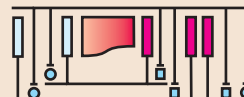
#### Разработчик - ГУП «Завод им. В.Я. Климова»



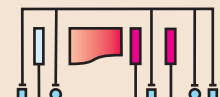
РД-45, ВК-1 (ТРД)



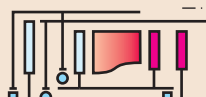
ГТД-350 (ТВад)



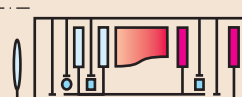
ГТД-1200 (ТВад)



ТВ2-117, ТВ3-117 (ТВад)

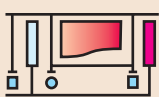


РД-33 (ТРДФ)

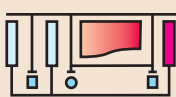


ТВ7-117 (ТВД)

#### Разработчик - АМНТК «Союз»



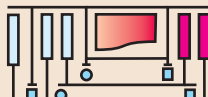
АМ-3, РД-3М, АМ-5,  
РД-9, РД-9Ф (ТРД)



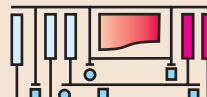
Р-15Б-300 (ТРДФ)  
РУ-19-300 (ТРД)



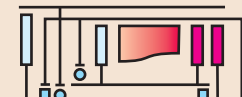
Р-125-300 (ТРД)



Р-11-300, Р-13-300 (ТРД)



Р-25-300, Р-28В-300,  
Р-29Б-300 (ТРДФ)



Р-79В-300 (ТРДФ)

ром являются схемы каскадов ВД двигателей АЛ-31Ф, РД-33, Р79В-300, АИ-22, НК-6, НК-8, НК-86, НК-144, ТРДД-50М, Д-36, Д-18Т, Д-436, Д-27, НК-56, НК-64, НК-93, НК-110, Д-136, ТВ-0-100, АИ-450, РД-600, ГТД-400.

Некоторые схемы нашли применение в небольшом количестве двигателей (один - три), например, ТР-1, ТР-3, АЛ-5; РД-45, ВК-1, РУ19-300; НК-12. В основном это ГТД первых разработок. Появляются также и новые схемы (Р125-300).

У всех двигателей опора непосредственно связана с ротором, т.е. между ними отсутствуют промежуточные элементы связи. Радиальные силовые элементы связи в роторах используются только для соединения лопаточных машин с осевыми элементами связи (трансмиссией), а в статорной части эти элементы используются в силовых поясах: одно-, двух- и трехпорных. Осевые силовые элементы связи широко используются как в роторной, так и статорной частях и определяют жесткость и надежность конструкции.

Форма и габариты этих элементов выбираются из условий прочности, минимальной массы и габаритов. Число валов и соответственно лопаточных машин определяется термогазодинамическим расчетом проточной части ГТД. Число и расположение опор выбирается в зависимости от их типа: перед ЛМ, за ЛМ и внутри ЛМ.

Систематизация упрощенных схем каскадов турбокомпрессоров отечественных ГТД позволяет при разработке новых двигателей на схемном уровне использовать известные решения, а

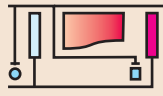
также наметить пути их совершенствования. Кроме этого имеется возможность оценить, находится ли новая разработка в поле известных схемных решений, что позволяет использовать апробированные и отработанные технологические приемы практической реализации этих решений. Использовать опыт других разработчиков особенно актуально в настоящее время, когда стоимость разработки нового двигателя постоянно растет и фирмы осуществляют совместные проекты с разделением труда, что способствует снижению расходов на создание нового двигателя. На начальном этапе проектирования это сотрудничество проявляется в выборе реализации конструктивной схемы двигателя.

Разработанный графический способ описания конструкции двигателей позволяет создать компьютерную информационную систему, предназначенную для поддержки процессов проектирования авиационных ГТД, хранения, поиска и ретроспективного анализа информации, используемой в процессе работы и обучения конструктора. Объемная модель описывается основной конфигурацией элементов-примитивов с заданными значениями параметров и стыковочными элементами соединения и центрирования. Алгоритм сборки и компоновки при работе с элементами реализуется на языке написания приложений к системам компьютерной поддержки проектирования (CAD) и работает в среде интегрированной CAD/CAM/PDM системы, например, "Симатрон" или "Юниграфикс", что позволяет сократить время проектирования и повысить качество обучения проектированию. ◀

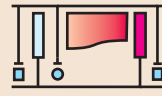
**Разработчик - Рыбинское КБМ**



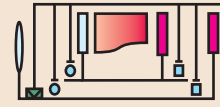
ВД-5, ВД-7 (ТРД),  
ВД-7М, РД-7М2, ВД-19, РД-36-41 (ТРДФ)



РД-36-35ФБ, РД-38 (ПТРД)



РД-36-51, РД-36-51А (ТРД)



ТВД-1500 (ТВД), РД-600 (ТВд)

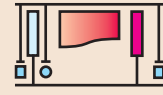
**Разработчик - ОАО "А. Льюлка - Сатурн"**



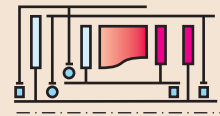
ТР-1, ТР-3, АЛ-5 (ТРД)



АЛ-7, АЛ-7ПБ (ТРД)  
АЛ-7Ф, АЛ-7Ф-1, АЛ-7Ф-2 (ТРДФ)



АЛ-21Ф-3 (ТРДФ)



АЛ-31Ф (ТРДДФ)

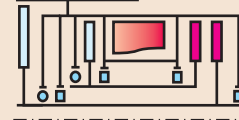
**Разработчик - ОАО "Авиадвигатель"**



Д-20П, Д-30, Д-30КУ, Д-30КП (ТРДД), Д-30Ф-6 (ТРДДФ)



Д-25В (ТВд)

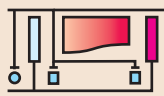


ПС-90А, ПС-90АМ, ПС-90П (ТРДД)

**Разработчик - ОАО СНТК им. Н.Д. Кузнецова**



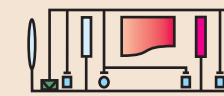
РД-10 (ТРД)



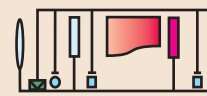
012Б (ТРД)



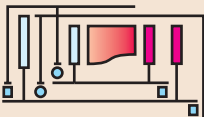
ТВ-022, ТВ-2, ТВ-2Ф (ТВД)



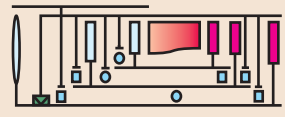
НК-12, НК-12М (ТВД)



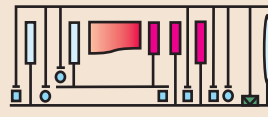
НК-4, НК-4А (ТВд)



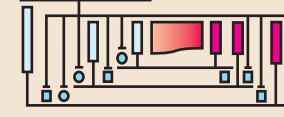
НК-6, НК-22, НК-144 (ТРДДФ)  
НК-8, НК-8, НК-87, НК-88 (ТРДД)



НК-93 (ТРДД)



НК-110 (ТВВД)



НК-56, НК-64 (ТВВД)

# АВИАЦИОННАЯ ПРОМЫШЛЕННОСТЬ ПОСЛЕ ВОЙНЫ

Николай Александров

Двадцатый век с полным основанием называют веком авиации. Грандиозные войны и вооруженные конфликты разного уровня на протяжении всего столетия создавали благодатную почву для ускоренного развития военно-воздушных сил. Такое положение предопределило соревновательный, временами ожесточенно-яростный характер процесса совершенствования летательных аппаратов, а также крайнюю неравномерность их производства. Накануне войны объемы выпуска самолетов резко возрастали, достигая максимума у стран-победителей к моменту окончания боевых действий, после чего закономерным образом наступал спад производства.

Следует отметить, что предсказать более-менее точно, когда война закончится, не могли даже самые авторитетные аналитики-профессионалы. К примеру, в январе 1945 г. американский комитет начальников штабов вероятным сроком капитуляции Японии считал начало 1947 г. С учетом этих соображений соответствующие военные заказы были выданы на весь 1946 г. и предусматривали изготовление 80–100 тысяч самолетов. Поэтому окончание войны в августе сорок пятого для авиационных фирм США стало, образно говоря, похожим на удар обуха по голове. Как переживала авиационная промышленность разных стран трудный период послевоенного спада?

## После Первой мировой

Огромные усилия, затраченные странами Антанты на создание могучих воздушных флотов, в значительной мере способствовали их победе. Как видно из таблицы, каждому немецкому самолету союзники противопоставили три. Аналогичная ситуация сложилась и в других сферах вооруженной борьбы. В этих условиях поражение Германии было предопределено.

противоречия, существовавшие до войны. У могучего союза Англии, Франции и США на время не осталось ни одного "солидного" противника. Россия с ее танками не воспринималась в качестве военной угрозы никем, кроме, может быть, Польши. Итальянский фашизм смотрелся пока как комедийный боевик с опереточным Муссолини, так забавно выпячивавшим нижнюю губу. О существовании Гитлера никто даже не подозревал.

Итоги работы авиапромышленности четырех стран в годы Первой мировой войны

Страна	Тип техники	Произведено за год					Суммарный выпуск	Наличие в конце 1918 г.
		1914	1915	1916	1917	1918		
Франция	Самолеты	541	4469	7549	14 915	23 669	51 143	20 000
	Моторы	1065	7089	16 785	23 092	44 563	92 594	-
Великобритания	Самолеты	245	1932	6149	14 421	32 106	54 853	22 000
	Моторы	99	1721	5363	11 536	22 102	40 821	-
США	Самолеты	49	178	411	2148	14 011	16 797	18 000
	Моторы	50	200	600	2431	34 241	37 522	-
Германия	Самолеты	1348	4532	8182	19 746	14 123	48 537	20 000
	Моторы	848	5037	7822	11 200	15 542	40 449	-

Версальский договор нанес мировой авиапромышленности страшный удар, причем он одинаково сильно задел как государства-победители, так и поверженную Германию. "Страны-изгои" были поставлены на колени, победа Антанты, казалось, разрешила все



Сборка истребителя на германском авиазаводе

В первый послевоенный год в странах Антанты производство самолетов сократилось на 90...95 %. Трудно сказать, кто оказался в худшем положении: немецкие, английские, американские или французские самолетостроители. У Германии победители попросту отняли всю произведенную авиапродукцию и уничтожили ее, не желая создавать конкуренцию собственной промышленности. Но версальские "миротворцы" просчитались: немецкие заводчики, не желая бросать столь выгодную сферу деятельности, продолжали разрабатывать и производить самолеты, используя как легальные, так и нелегальные возможности. Прежде всего они попытались переключиться на гражданскую авиацию, слегка модернизировав бывшие бомбардировщики. Затем, быстро сориентировавшись в неперспективности таких переделок, германские авиаконструкторы перенесли свою деятельность в нейтральные и дружественные страны: Фоккер - в Голландию, Юнкерс и Хейнкель - в Швецию, Рорбах - в Данию, а Дорнье - в Швейцарию и Италию. Отсутствие "груза" уже выпущенных самолетов, привязки к сложившимся в годы войны технологиям, как это ни парадоксально, создало для немцев благоприятную, как теперь говорят, маркетинговую ситуацию: новое поколение их гражданских самолетов действительно было новым, выгодно отличаясь от антантовских, переделанных из военных машин.

Через авиационные филиалы в упомянутых выше странах немцам удалось сбыть и некоторое количество наиболее удачных бое-



Сборочный цех германского авиационного завода, где производились двухмоторные истребители

вых самолетов (главным образом в виде лицензий на производство и опытных образцов) государствам, прежде не имевшим собственной авиационной промышленности. Вспомним: именно на двадцатые годы приходится пик взаимодействия Красной Армии и рейхсвера в области авиации, танков и химического дела. Вспомним и о концессии "Юнкерса" в Москве, и о моторе BMW-VI, запущенном в производство на советских заводах, и о поездках Я.И. Алксниса к Э. Хейнкелю с целью закупки "мирных" летающих лодок, впоследствии оказавшихся на вооружении крейсеров.

Что касается авиапромышленности Франции, Англии и США, то наличие в этих странах огромных запасов авиатехники в момент окончания войны вызвало в деятельности авиационных заводов и конструкторских бюро невероятный застой. Первое время перейти на производство гражданских самолетов не удавалось, поскольку правительства этих государств организовали сбыт авиаимущества по бросовым ценам, конкурируя с собственной авиапромышленностью. Предприниматели были крайне недовольны: на их взгляд, было бы гораздо лучше, если бы эти запасы были уничтожены, как и германские...

В наилучшем положении оказалась французская промышленность. Этому способствовала высокая репутация французских самолетов, завоеванная еще в период "героических" лет авиации. Япония, Испания и южноамериканские государства поглотили немало аэропланов, марки которых - "Блерио", "Моран", "Ньюпор", "Фарман" - вызывали уважение в авиационном мире. Используя политические рычаги, французское правительство добилось принятия на вооружение авиации вассальных государств Малой Антанты и Польши почти исключительно французской авиатехники, оттеснив англичан и американцев. В результате уже к 1922 г. основные запасы были распроданы, а остальное французы сочли за благо списать, поставив знак равенства между своими и немецкими машинами. Решение об уничтожении все еще заметных запасов авиаимущества имело для авиапромышленности Франции исключительно большое значение. В 1923 г. самолетостроительные предприятия страны построили свыше трех тысяч аэропланов, что составило около 75 % мирового производства! Следует подчеркнуть, что важную роль в судьбе авиазаводов сыграло решение французского правительства содержать и в мирное время самые крупные в Европе военно-воздушные силы.

В Великобритании для сбыта запасов авиационной продукции была создана полугосударственная распорядительная компания ADC (аналог отечественных компаний, занимавшихся распродажей военной техники и снаряжения?), в собственность которой за 10 % стоимости было передано имущество на 100 млн фунтов стерлингов. По договору 50 % прибыли ADC должно было отходить государству, но уже через год после начала деятельности компании заговорили о коррупции: "ничейные" самолеты продавались за бесценок чиновниками, получавшими баснословные "отступные". Гораздо более существенным и столь же негативным результатом деятельности компании стала созданная ею убийственная конкуренция английским самолетостроительным заводам. В итоге обанкротилась даже

такая всемирно известная фирма как "Сопвич", прославившаяся непревзойденными истребителями. Остальные английские авиазаводы вплоть до 1924 г. владели жалким существованием, выпуская за год не более 300-400 машин - примерно столько же, сколько поверженная Германия. Правда, высокое качество английских самолетов и особенно моторов, проданных за рубеж компанией ADC, впоследствии сыграло свою роль. В тридцатые годы новые английские самолеты охотно покупались по всему миру.

В очень тяжелом положении после Первой мировой войны оказалась авиапромышленность США, несмотря на получение от правительства \$100 млн в качестве компенсации за расторгнутые контракты. Американские запасы самолетов военного времени расходились плохо из-за скверного качества продукции (а хорошего созданные за пару лет заводы объективно обеспечить не могли). На зарубежных рынках североамериканские аэропланы не покупали, а военно-воздушные силы США подверглись резкому сокращению. Поэтому неудивительно, что даже такой крупный авиаконструктор как И.И. Сикорский, эмигрировавший в Штаты, не смог там быстро развернуться и первое время промышлял разного рода авиационными репризами. В 1919-1923 гг. Воздушный корпус армии США приобрел 691 новый самолет, что составило всего 6 % от продукции 1918 г. Суммарный выпуск авиатехники достиг минимума в 1922 г., когда были построены всего 263 машины. Кризис военного производства оказался столь велик, что даже в 1929 г. на складах продолжали храниться около трех тысяч моторов "Либерти", изготовленных в годы войны.

Немедленно после окончания Первой мировой войны в авиационных кругах возникли радужные надежды на быстрое развитие гражданской авиации, сопровождаемое не менее бурным ростом производственных мощностей. Действительно, "демобилизованный" авиационный сектор всех стран попытался немедленно осуществить конверсию, занявшись созданием самолетов для перевозки пассажиров, грузов и почты. Не тут-то было! В тогдашних условиях сносное существование обеспечивалось только авиалиниями, содержащимися на 75...90 % за счет государства. Естественно, что возможности поддержки у правительств были небезграничны; поэтому выжили лишь немногие, в основном "придворные" авиакомпания, располагавшие возможностью влиять на решения чиновников. Великий экономический кризис, поразивший мировую экономику в конце двадцатых, едва не добил ростки гражданской авиации.

И лишь угроза новой войны, приобретающая все более реальные очертания с середины тридцатых годов, стала грандиозным катализатором для восстановления авиационной промышленности в передовых капиталистических государствах. Раньше всех проснулась Германия. С приходом к власти Гитлера были предприняты шаги к возвращению временно "эмигрировавших" авиационных фирм в фатерлянд. Правда, на призыв нацистов откликнулись не все. Так, авиаконструктор Фоккер предпочел остаться голландским подданным. Однако уже в 1936 г. "люфт-



Армада четырехмоторных бомбардировщиков летит на задание

Итоги выпуска самолетов авиапромышленностью пяти стран в годы Второй мировой войны

Страна	Произведено за год							Суммарный выпуск
	1939	1940	1941	1942	1943	1944	1945	
СССР	10 382	10 565	15 735	25 436	34 900	40 241	20 104	157 363*
США	2141	6086	19 433	47 836	85 898	96 318	46 001	303 713**
Великобритания	7940	15 049	20 094	23 672	26 263	26 461	12 070	131 549**
Германия	8235	10 247	12 414	15 401	24 807	40 593	7539	119 296**
Япония	4467	4768	5088	8861	16 693	28 180	11 066	79 123**

\* - до июня 1945 г.; \*\* - до сентября 1945 г.

ваффе" располагали всеми типами военных самолетов, за исключением тяжелого четырехмоторного бомбовоза.

Грустную шутку сыграла судьба с авиапромышленностью Франции, в двадцатые годы и даже в начале тридцатых считавшуюся передовой. Расплодившиеся во множестве самолетостроительные фирмы, относительно маломощные, ожесточенно конкурировали, "выбивая" заказы и создавая близкие по характеристикам машины. Период быстрого совершенствования конструкции авиадвигателей и самолетов совпал с окончанием четвертого десятилетия. Французы затратили слишком много средств на содержание переразмеренного "конструкторского" компонента авиапрома, денег на серию катастрофически не хватало. Более разношерстного состава ВВС, чем имевшийся у Франции в 1939 г., трудно себе представить: только основных типов истребителей насчитывалось не менее пяти! Это затрудняло эксплуатацию самолетов, их взаимодействие в воздухе, усложняло переучивание пилотов на новую технику.

Что касается министерства авиации Великобритании, то ему в предвоенный период удалось "вскочить на подножку уходящего поезда". Убедившись в агрессивности намерений Германии, с середины тридцатых годов англичане принялись энергично воссоздавать авиационную промышленность. Возникла концепция "теневых" авиазаводов (аналог отечественных мобилизационных мощностей, на которых производство продукции военного назначения начиналось лишь в "угрожаемый период", но станки уже стояли в готовности и технология производства была в основном отлажена), расширились и заказы со стороны ВВС. Английским моторостроителям удалось своевременно создать новое поколение авиадвигателей,

отличавшихся высокой мощностью и надежностью. В общем, на первом этапе Второй мировой войны именно в лице Великобритании нацистская Германия обрела достойного соперника в области военной авиации.

### Итоги Второй мировой

Как заявила пропаганда стран антигитлеровской коалиции, "чудовищный рейх рухнул под тяжестью своих преступлений". Среди обломков некогда лучшей в мире авиапромышленности рыскали "эйнзацкоманды" союзников, которые отыскивали конструкторов и ученых, создававших германское "чудо-оружие", а также документацию и уцелевшие образцы. Англичане и американцы спешили вывезти реактивные "мессершмитты", "хейнкели" и "арадо", но особенно интересовались "фау". Не отставали от них и советские специалисты, действовавшие рука об руку со спецслужбами (это была общепринятая система "обработки" побежденного противника). Французы после пятилетней оккупации решили отплатить немцам той же монетой, и на первых порах создали своеобразный концлагерь для германских авиационных двигателей. Вскоре их примеру последовал и СССР, насильственно депортировавший на свою территорию большую группу немецких специалистов из авиационной и ракетной промышленности. Впрочем, условия существования последних в СССР скорее напоминали довоенный курорт.

В отличие от периода после Первой мировой войны обстановка складывалась иная: бывшие друзья-союзники, пока еще шутя, поглядывали друг на друга через оптические прицелы. Снова прошла демобилизация, снова резко сократился численный состав ВВС стран-победительниц, и вновь, на этот раз куда более успешно, была проведена демилитаризация Германии. Стране, из которой дважды за полвека "исходила угроза миру", победители запретили иметь авиастроительную промышленность. Вилли Мессершмитт уехал в Испанию, Курт Танк - в Аргентину, после - в Индию. Их фирмы практически свернули свою деятельность. Эрнст Хейнкель, уселся за мемуары о своей "стремительной жизни". Заодно "открыли голову" японской военной авиации и авиастроительной отрасли в целом: надолго открыли, минимум на столетия.

В победивших странах упадка авиастроения, подобного произошедшему четверть века назад, не наблюдалось, и причинами тому явились:

- неопределенность политического будущего в условиях существования противоречий между Западом и Востоком;
- появление разнообразных типов реактивных двигателей.

В 1947 г. стали реальностью газотурбинные двигатели (ГТД) тягой 2000-2500 кгс, что в 2-3 раза превышало уровень, достигнутый в годы войны. Реактивные истребители вплотную приблизились к скорости звука, их поршневые собратья стремительно устарели. Практически вся нереактивная военная авиация оказалась выброшенной на свалку, военно-промышленный комплекс оживленно потирал руки. Впереди маячил казавшийся бескрайним рынок боевых самолетов, оснащенных ГТД. Новые истребители и бомбардировщики были гораздо дороже прежних, соответственно росли и прибыли авиастроительных компаний. И вместо послевоенного спада для них наступил упоительный бум.

Накопление "критической массы" новейших боевых самолетов и другой военной техники потребовало опробовать их в деле. Спустя всего пять лет после окончания "последней, самой кровопролитной войны столетия" недавние союзники уже откровенно неприязненно поглядывали друг на друга. Тут, кстати, и Корея подвернулась.

(Продолжение следует)



Разбитые "юнкерсы" и "хейнкели" - символ краха люфтваффе



# С ПОЛЬЗОЙ И ДОСТОИНСТВОМ

Можно долго говорить о том, что времена сейчас сложные и сидеть: ждать, пока кто-то в сохранившихся управленческих структурах обратит на тебя и твою организацию внимание и, по старой памяти, позволит "поклевать крошки от чужого пирога". Можно плюнуть на все и отказаться от своей старой и не вписавшейся в систему работы, заняться чем-то более хлебным на данный момент - в границах или за пределами Родины - все едино. А можно с пользой для дела всей жизни, учитывая сложившуюся ситуацию, используя существующие реалии и налаженные деловые связи, если не "повернуть" жизнь к себе лицом, то попытаться найти это самое лицо и заставить его глядеть на себя.

Именно в таком, сугубо деловом стиле на первой выставке "Авиадвигатель" в 1990-м возникла идея, а уже в следующем году было объявлено о создании Ассоциации "Союз авиационного двигателестроения". Именно людям, создавшим АССАД, промышленность России обязана тем, что, по крайней мере, в одной из ее отраслей - авиационном двигателестроении - соблюдается относительный (насколько это вообще возможно в данных условиях) порядок. По сравнению с любым иным ответвлением нашей промышленности, даже безусловно с более сильными ранее, авиационное двигателестроение выглядит вообще необъяснимо устойчивым. Необъяснимо, если не знать людей, которые создали и поддерживают АССАД на протяжении этого десятилетия (с юбилеем наш журнал уже поздравлял Ассоциацию и, не боясь повториться, делает это еще раз).

Журнал "Двигатель" во многом обязан своим существованием Ассоциации и, если точнее, то конкретно - ее бессменному Президенту и Генеральному директору профессору, доктору технических наук и пр., пр., пр., Виктору Михайловичу Чуйко.

Виктор Михайлович, проработавший 25 лет одним из руководителей крупнейшего советского моторостроительного ОКБ "Прогресс", дал путевку в жизнь доброй дюжине наиболее используемых газотурбинных двигателей. Затем, уже не один год отработав на самых высших должностях в авиапроме СССР в условиях, когда все резко менялось, а многое вообще исчезло в пучине Истории, он сумел создать новую Ассоциацию и тем самым сохранить работоспособность отечественной авиадвигательной подотрасли.

Идея создания нашего журнала весьма во многом была подсказана проводимыми АССАД международными выставками серии "Двигатель". По крайней мере, главный лозунг выставок, сформулированный Виктором Михайловичем: "Мотористы всех стран - соединяйтесь", стал и нашим. Нами двигали то же понимание необходимости объединения двигателистов разных отраслей промышленности, чтобы дать им возможность взаимного общения, информирования друг друга об успехах и трудностях, внедряемых новинках и технологических тонкостях, чтобы совместно отражать все объективные и субъективные жизненные препоны.

Мы ни на секунду не обольщались мыслью, что отношение к нам Президента АССАД связано с какими-то исключительными журналистскими или административными способностями редакции. Очевидно, что при большой занятости делами, он в лучшем случае мог лишь просматривать новые номера. Потому исключи-



тельно приятно было узнавать, что Виктор Михайлович все-таки прочел целиком ту или иную статью и искренне радовался, что не ошибся в своем внимании к "Двигателю".

Так получилось, что выход этого номера довольно точно совпадает с 70-летием Виктора Михайловича, а потому наши слова признательности за участие в судьбе журнала будут иметь "целевую направленность".

Сегодня объединяющая и коммутирующая деятельность руководства АССАД стала еще более актуальной, поскольку вновь и вновь в управленческих кругах муссируется идея о необходимости "директивной реструктуризации" отечественной "оборонки", в том числе и авиапромышленности. Только авторитетные в отрасли и структурах управления руководители смогли создать и ныне способны поддерживать нормальные рабочие отношения между предприятиями и административным руководством регионов и страны в целом. В связи с этим уникальный опыт Виктора Михайловича Чуйко, Двигателиста и Управленца с большой буквы, поистине бесценен для нашего двигателестроения.

Все моторостроители знают принципы административного руководства промышленностью в современных условиях, сформулированные Виктором Михайловичем:

- НЕ МЕШАТЬ прогрессивной творческой работе,
- ПОМОГАТЬ проведению полезных для производства дел,
- СПРАШИВАТЬ с предприятий за все предоставленные фонды, кредиты и льготы.

Эти принципы должны быть ежедневной директивой каждого руководителя любого ранга.

Поскольку они показали свою деятельность.

Поскольку только так наша система управления станет реально работающей.

Поскольку он сам, руководя АССАД в согласии со своими принципами, пришел к столь положительному результату работы двигателестроительной отрасли.

Способность к постоянному восприятию нового, искренняя боль и забота о том Деле, которое сам выпестовал, когда иные спокойно почивают на заслуженных лаврах и лишь позволяют себе в лучшем случае комментировать со стороны промахи неумелых приемников, а также бескомпромиссный спрос с самого себя по тем же меркам, по каким спрашиваешь с коллег - вот "фирменный стиль" Виктора Михайловича. Это марка, которую невозможно подделать: ей можно только следовать как программе поведения.

**Пусть хватит Вам сил душевных.  
С юбилеем Вас, Виктор Михайлович!**

# АЛЕКСАНДР МИКУЛИН, ЧЕЛОВЕК - ЛЕГЕНДА

Лев Берне, Владимир Перов



(Продолжение. Начало в №№ 5-6, 2000 г. и 1-4, 2001 г.)

Основные трудности, с которыми столкнулись авиационные конструкторы в годы Второй мировой войны при создании новых скоростных боевых самолетов, были связаны с невозможностью дальнейшего повышения мощности их винтомоторной группы. Необходимая для получения максимальной скорости полета потребная мощность поршневого двигателя примерно пропорциональна кубу скорости, что приводило к росту массы двигателя и, соответственно, к недопустимому повышению массы самолета в целом. Решение этой проблемы было найдено только с появлением реактивных двигателей.

Разработка различных схем реактивных двигателей началась в СССР в 20-х годах. В 1928-1930 гг. старший инженер "Авиатреста" Фридрих Цандер построил и провел успешные испытания малого ЖРД ОР-1. В 1931 г. в Москве была создана Группа изучения реактивного движения (ГИРД), председателем которой избрали Ф. Цандера. В 1933 г. организовали Ракетный научно-исследовательский институт, который стал базой для дальнейших работ, связанных с созданием и использованием ракетных двигателей. Но путь применения ЖРД, как основного двигателя в авиации, был тупиковым из-за большого расхода топлива и ряда эксплуатационных недостатков (агрессивные компоненты топлива, взрывоопасность и т.п.). Не оправдали надежд и активно совершенствовавшиеся в то время прямоточные ВРД.

Работы по созданию газотурбинных двигателей (ГТД) различных схем, в том числе и реактивных, велись в предвоенные годы в Великобритании, Италии и Германии. В СССР разработка ГТД началась еще в двадцатые годы. В 1924 г. инженер Владимир Базаров (позже он работал у Микулина ведущим конструктором по перспективным разработкам) предложил конструкцию воздушно-реактивного двигателя, в котором воздух, попадая в камеру сгорания, разделялся на два потока. Схема Базарова и сегодня используется в ГТД. Разработкой теории турбореактивного двигателя занимался также Борис Стечкин.

До 1941 г. реально над созданием авиационных ГТД работали В.В. Уваров и А.М. Люлька. После начала войны работы по газотур-

бинным двигателям в СССР были фактически законсервированы, в то время как в Англии и Германии темпы создания авиационных ТРД значительно ускорились.

В начале 1944 г. на фронте произошло в общем малопримечательное событие, которое оказалось в какой-то степени судьбоносным для советского двигателестроения. На шоссе Витебск - Орша в районе Старобобилье был захвачен в плен немецкий ефрейтор Франц Вармбрунн. Оказалось, что после окончания инженерной школы в декабре 1941 г. он работал на фирме Хейнкеля в группе доктора Охайна, занимавшейся разработкой компрессорного ВРД (с центробежным компрессором и одноступенчатой турбиной). Вармбрунн работал в этой группе до мобилизации в вермахт в апреле 1942 г.

Попавший в плен ефрейтор в группе Охайна занимался конструированием и испытаниями сначала камеры сгорания, а затем узла подшипника. Вармбрунн сообщил, что двигатель тягой 600 кгс был испытан на двухмоторном истребителе Хе-280. В ходе допроса он нарисовал схемы самолета и двигателя и добавил, что создание аналогичного самолета с газотурбинными двигателями ведется на фирме "Мессершмитт". 24 января 1944 г. на допросе пленного присутствовали генерал Левин и Болховитинов, а позднее - Стечкин, свободно владевший немецким, и конструктор Люлька. Выходило, что обещание Гитлера бросить в бой новое чудо-оружие имело под собой основание.

Стоит упомянуть, что еще в 1942 г., когда только на опытных образцах немцы получили первые более или менее удовлетворительные результаты с двигателями "ЮМО" и "БМВ", германские авиаконструкторы и авиационный исследовательский институт "ДВЛ" заговорили о необходимости повышения максимальной тяги до 1200 кгс для истребителей и 3000 кгс для скоростных бомбардировщиков и разведчиков. Решение этой задачи для истребителей было возложено на фирмы "Хейнкель" и "Хирт", которым был заказан двигатель тягой 1200 кгс при скорости полета 900 км/ч у земли. Создание двигателя тягой 3000 кгс было поручено фирме "БМВ". Послед-



Немецкий аэродром Цербст после налета авиации союзников

няя приступила к разработке мощного одновального ТРД, а также связки из трех-четырех двигателей БМВ-003 меньшей мощности. Двигатель БМВ-018, рассчитанный на взлетную тягу 3000...3400 кгс, должен был иметь 12-ступенчатый компрессор, кольцевую камеру сгорания и трехступенчатую турбину.

Фирма "Юнкерс" разрабатывала проект ТРД ЮМО-012 тягой 2700...2900 кгс при массе 2000 кг. Проектом двигателя предусматривалось применение 11-ступенчатого осевого компрессора и двухступенчатой газовой турбины. До конца войны ни двигатель в целом, ни его элементы не были испытаны.

В нашей стране только в самом конце войны стало известно, что к 1943-1944 гг. работы по созданию газотурбинных двигателей приобрели в Германии широкий размах. Достаточно сказать, что только за 1944 г. было выпущено 3415 двигателей ЮМО-004, а в следующем году - еще 2388. В середине 1944 г. англо-американские соединения тяжелых бомбардировщиков столкнулись с нарастающим противодействием со стороны германских реактивных истребителей. В 1945 г. первые такие машины появились и на советско-германском фронте. Поскольку отечественных реактивных самолетов не существовало (экспериментальные истребители "БИ" и "302" с жидкостными реактивными двигателями не в счет), положение складывалось угрожающее.

Информация о том, что в Германии реально создается реактивная авиация, была доложена Верховному Главнокомандующему. Эти сведения, а также разведанные о новых немецких разработках способствовали тому, что в мае 1944 г. Государственный комитет обороны принял два постановления о развитии реактивной техники. Первым постановлением ставилась задача создания реактивных самолетов ОКБ Лавочкина, Поликарпова, Сухого и Яковлева. Второе постановление задавало разработку следующих опытных образцов:

- а) ЖРД, работающих на азотной кислоте и керосине, конструкции Глушко, Душкина и Исаева;
- б) ПТД конструкции Ляуля и Уварова;
- в) ВРДК с приводом от мотора ВК-107 конструкции Фадеева и Холщевникова.

*"В целях создания реактивного двигателя для спец. самолетов ПРИКАЗЫВАЮ*

*1. Главному конструктору и ответственному руководителю завода № 300 тов. Микулину, директору завода № 300 тов. Тихомирову и зам. главного конструктора тов. Стечкину немедленно приступить к проектированию и постройке реактивного двигателя с основными техническими данными, утвержденными зам. наркома тов. Деметьевым П.В. и Кузнецовым В.П.;*

*2. Тов. Микулину и Стечкину:*

- а) к 3.9.44 г. представить мне на утверждение проект одной секции решетки реактивного двигателя;*
- б) закончить все доводочные работы одной секции РД к 20.9.44 г.;*
- в) закончить проектирование и изготовить рабочие чертежи РД к 1.10 сего года с техническими данными, отвечающими требованиям, предъявляемым к двигателю для постановки на спец. самолет;*
- г) закончить проведение всех доводочных и стендовых испытаний этого двигателя к 1.11 сего года и построить пять экземпляров РД для проведения летных испытаний, из них - два экземпляра к 15.11 с. г. и три экземпляра к 1.12 с. г."*

Надо сказать, что хотя до этого на заводе № 300 речь о работах по созданию газотурбинных двигателей еще не шла, но исследования по близкой тематике - мощным турбокомпрессорам велись полным ходом. Микулин уже тогда вынашивал идею, над которой он работал в последние годы своей творческой жизни. Эта идея заключалась в создании комбинированного двигателя, состоящего из поршневого газогенератора и газовой турбины, передающей энергию на винт.

Тогда под руководством Б.С. Стечкина была создана большая газодинамическая лаборатория для проведения испытаний лопаточных машин и продувок различных схем аэродинамических решеток. Основные испытания из-за нехватки электроэнергии приходилось вести в ночное время. В трудных условиях войны Микулин поставил задачу: построить заводскую подстанцию мощностью 700 кВт. Решив энергетическую проблему, можно было переходить и к проблемам научно-техническим. Были ис-



Таковыми представляли себе немецкие реактивные самолеты отечественные конструкторы в январе 1945 г.; слева направо - He 280, Me 163, Me 262

Для обеспечения выполнения упомянутого постановления Госкомитета Обороны в составе Наркомата авиационной промышленности было создано 18-е Главное управление.

В июне 1944 г. появились первые сообщения об обстреле Лондона новым немецким оружием - самолетами-снарядами ФАУ-1 (по теперешней терминологии - крылатыми ракетами). ФАУ оснащался пульсирующим ВРД мощностью 3300 Н, разработанным фирмой "Аргус". В августе обломки двух разбившихся ракет ФАУ-1 англичане передали Советскому Союзу. Один "комплект останков" оказался на заводе № 300. Специалисты и, в первую очередь, Б.С. Стечкин понимали, что пульсирующий двигатель, с одной стороны, заманив своей простотой, а с другой, из-за огромных удельных расходов он годится только для крылатой ракеты и не подходит для "настоящего" самолета.

Учитывая актуальность проблемы, Микулин с большим интересом ознакомился с новым типом двигателя. Что он после этого говорил наркому - неизвестно, но очень скоро появился приказ НКАП № 542 от 2 сентября 1944 г. со сроками исполнения, с современных позиций совершенно фантастическими:

пытаны сотни вариантов различных решеток и ступеней компрессоров, в том числе и осевых.

Более того, была создана лаборатория для горячих испытаний турбин и решеток сопловых аппаратов. В качестве источника энергии был установлен мотор АМ-42, вращавший самодельный трехступенчатый компрессор. Два года спустя, когда завод переключился на газотурбинную тематику, на этом стенде, практически ничего не меняя, проводили испытания камер сгорания ПТД.

Еще раньше Микулину удалось собрать исключительно сильный коллектив конструкторов, расчетчиков, экспериментаторов и испытателей. Экспериментально-исследовательский отдел возглавлял сначала М.С. Владимиров - ближайший помощник Б.С. Стечкина в казанской "шараге", а затем М.М. Томашевский, который впоследствии стал главным инженером завода "Салют". Главным инженером являлся М.П. Макарук, один из основателей отечественного моторостроения. Газодинамической лабораторией руководил Самуил Борисович Тапельзон - один из сильнейших экспериментаторов-газодинамиков того времени, а лабораторию горячих испытаний создал В.Е. Кузмин, один из авторов первых камер сгорания тогдашних

ТРД. Недаром впоследствии официальным приказом Микулина камере сгорания реактивного первенца ОКБ-300 было присвоено наименование "котел Кузмина" (именно так, "котлами", на заводе первое время называли камеры сгорания).

Для ликвидации отставания СССР в развитии реактивной авиации в начале 1945 г. было принято решение об использовании опыта немецких, а позднее и английских фирм-производителей ТРД. Как только в расположении наших войск были обнаружены первые упавшие немецкие реактивные самолеты, началось тщательное изучение трофейных двигателей БМВ-003 и ЮМО-004. После вступления советских войск на территорию Германии в начале 1945 г. представителями НКАП, находящимися при действующей армии, были приняты меры по поиску образцов новой немецкой авиационной



Известные советские конструкторы: Поликарпов, Микулин и Шпитальный

техники, их сохранению и отправке в Советский Союз. Первые образцы двигателей ЮМО-004 - вернее их обломки - поступили в ЦИАМ в начале марта 1945 г. В апреле 1945 г. на участке 2-го Белорусского фронта в Ростке были найдены ящики с двигателями БМВ-003. Тогда же на аэродроме в Вернемюнде были обнаружены в запасных комплектах к Ме-262 двигатели ЮМО-004.

В самый разгар битвы за Берлин вышло постановление СНК СССР и приказ наркома авиационной промышленности СССР (№ 180сс от 28 апреля 1945 г.) об организации выпуска малой серии двигателей ЮМО-004 под обозначением РД-10 на заводе № 26. В соответствии с приказом поручалось:

*"1. Директору завода тов. Баландину и главному конструктору тов. Климову не позднее 1 июля 1945 г. изготовить детальные чертежи, проработать монтажные допуски и зазоры с имеющегося в НИИ-1 двигателя ЮМО-004 на детали и агрегаты.*

*2. Возложить непосредственное руководство по изготовлению технической документации и выпуску опытной серии двигателей РД-10 на главного конструктора завода № 26 тов. Климова, разрешив ему иметь заместителя по этой работе".*

Следует добавить, что на эту должность В.Я. Климов назначил Николая Дмитриевича Кузнецова.

По этому приказу завод должен уже в сентябре выпустить 15 двигателей. Забегая вперед, следует сказать, что этот приказ был выполнен: 30 сентября завод выпустил первые РД-10, - правда, используя появившиеся к тому времени в достаточном количестве немецкие детали, узлы и агрегаты.

Аналогичным приказом № 247сс от 13 июня 1945 г. заводу № 16 поручалось освоить производство реактивных двигателей РД-20 (по типу БМВ-003). Насколько большое значение придавал И.В. Сталин этим работам показывает тот факт, что, как только прозвучали последние залпы Берлинской операции, была образована комиссия под руководством Александра Сергеевича Яковлева "Об использовании немецкой реактивной техники".

В комиссию помимо Яковлева вошли заместитель наркома государственной безопасности Серов, Василий Сталин, главные конструкторы Микоян, Челомей, Люлька, ученые Стечкин, Остославский, Шишкин (начальник ЦАГИ), Туманов, Кишкин (ВИАМ), Фадеев

(ЦИАМ), летчики Петров и Федрови. Первый доклад комиссия должна была сделать через месяц. Но достаточно было опоздать с докладом на несколько дней, как последовал приказ: *"Тов. Берия - доложить, почему комиссия работает с опозданием"*.

Позже в 1947 г. были скопированы и запущены в производство английские ТРД с центробежными компрессорами: "Дервент" под маркой РД-500 на заводе № 500 (ныне завод имени В.В. Чернышева) и "Нин" под маркой РД-45 на заводе № 45 (ныне ФНПЦ ММПП "Салют").

Работа над иностранными ГТД была мерой временной, но как показал опыт, весьма целесообразной. За три-четыре года в условиях трудного послевоенного периода отечественное авиадвигателестроение создало свои серийные образцы ГТД. Наши двигатели не только догнали зарубежные, но по отдельным показателям оказались выше уровня мировых стандартов.

Кончилась война, но напряжение, с которым работала авиационная промышленность до 9 мая, не спало. Во-первых, никто не снижал показатели действующих планов, во-вторых, все понимали - предстоит еще решить вопрос с Японией. Но уже было ясно, что мы серьезно отстали: у нас не было реактивной авиации.

Микулин, тем не менее, усиленно продолжал работать над совершенствованием своих поршневых двигателей, о чем было сказано выше, и на все вопросы - не будет ли он заниматься реактивными двигателями, неизменно отвечал: *"На мой век и поршневых моторов хватит!"* Скажем прямо, лукавил Микулин. Уже тогда группа Дубинского, анализируя имевшиеся скудные данные по немецким самолетам и ТРД, прикидывала, какими будут наиболее оптимальные основные параметры будущего двигателя завода № 300.

Статус будущей Германии был еще непонятен, но было ясно одно: ее военный потенциал необходимо уничтожить! Конечно, можно все взорвать, а можно не просто "распылить на атомы", а использовать сохраненное оборудование в оборонной промышленности СССР. Пока в Германии устанавливался хоть какой-то порядок, Сталин решил: оборонным наркоматам в счет будущих репараций и с целью уничтожения военного потенциала поверженного противника демонтировать заводы военной промышленности. К концу июля были определены основные немецкие предприятия, работавшие на войну, и их специализация.

Ситуация сложилась так, что часть нашей зоны оккупации, определенной Ялтинскими и Потсдамскими соглашениями, куда входили Лейпциг, Дрезден, Дессау (столица фирмы "Юнкерс") и многие другие важные центры авиационной и ракетной промышленности, вначале была занята американскими войсками. Только после того, как Сталин пригрозил, что в таком случае советские войска не уйдут из "Большого Берлина", американцы покинули нашу зону. Но за это время они успели забрать наиболее интересную техническую документацию, в частности - по ФАУ-2, и образцы новейших немецких разработок. Серийные заводы американцев не интересовали, так как технологическое оборудование у них было не хуже немецкого. Но самое главное - они увезли многих ведущих специалистов, например, главного ракетчика Вернера фон Брауна.

Согласно постановлению ГОКО "О вывозе оборудования и материалов с заводов Юнкерс "Миттельдейче моторенверке" (MDMV), подписанному Сталиным, заводу № 300 выделялись предприятия, расположенные в городе Тауша неподалеку от Лейпцига. Руководителем работ по демонтажу был назначен один из старейших микулинских производственников Николай Александрович Дергачев. На завод № 300 следовало вывезти более 550 единиц оборудования. Когда бригада Дергачева отправилась в Германию, фактически вдогонку за ней был срочно послан один из авторов этих строк (Л. Берне) - недавний выпускник ВВИА им. Н.Е. Жуковского.

Перед отправкой Микулин и Стечкин напутствовали: *"Мы Вас направляем в Германию, учитывая, что Вы кадровый военный... Вы входите в группу, где в основном производственники. Нас ознакомили с теми реактивными двигателями, которые получил НИИ-1 и ЦИАМ. Но нам надо иметь их на заводе! Кроме того, и это Ваша главная задача: найти техническую документацию, включая конструкторскую, по газотурбинным двигателям"*.

К началу войны германская авиационная промышленность была, как и у нас, сосредоточена в крупных узлах, как, например, в Дессау - фирма "Юнкерс" была градообразующей. Постепенно под влиянием бомбардировок союзников немцы были вынуждены децентрализовать военную промышленность и разукрупнить свои заводы, размещая их в небольших городах и даже в деревнях в основном в восточных районах Германии, удаленных от воздушных баз союзников. Так, например, Юнкерс переоборудовал на нужный ему профиль 19 предприятий в Саксонии.

В Тауше, небольшом немецком городке, куда прибыла группа завода № 300, моторного предприятия в нашем понимании не было. До войны там было несколько мелких фабрик, выпускавших всякую бытовую мелочь. В этих небольших цехах фирма "Юнкерс" развернула свое производство: вначале поршневого 12-цилиндровый мотор ЮМО-211, потом его модификацию ЮМО-213, а с 1944 г. компрессоры для ЮМО-004. Очевидно, намечалось расширить производство ТРД вплоть до проведения окончательной сборки и стендовых испытаний.

Времени на демонтаж, учитывая политическую обстановку, дали две недели - правда, потом добавили месяц. Оборудование было решено брать все: станки, инструмент, материалы, энергетическое и сантехническое оборудование. Важной задачей считался поиск чертежей, но сразу выяснилось, что конструкторская документация отсутствует. Конечно, ее могли забрать американцы, но могли и немцы уничтожить, выполняя приказ Гитлера: ничего не оставлять противнику.

В Тауше по поршневому двигателю ЮМО-213 был полный цикл производства, включая стендовые испытания. По ЮМО-004 полностью освоили серийное производство компрессора. Планировалось вместо ЮМО-213 наладить выпуск ТРД ЮМО-004, включая сборку и испытания. Горячая часть двигателя - камеры сгорания, турбины, реактивное сопло - должны были поступать с предприятий, расположенных в Дессау и Мюльденштейне.

А с документацией нам просто повезло. Дело в том, что немцы, используя свою блестяще организованную кооперацию, в цехах серийного производства одновременно производили детали и узлы серийных и новых опытных машин. Вскоре удалось найти аккуратно уложенную технологическую документацию и чертежи деталей, а еще через неделю в погребе одной из городских пивных мы обнаружили полные комплекты чертежей ЮМО-004 и узловые для... ЮМО-012! Тогда впервые работники Микулина узнали об этом двигателе.

При поездке в Дрезден (отсюда можно было связаться через правительственную связь с заводом), проезжая через городок Россвейн, обнаружили небольшой "ничейный" заводик "Эльстер". В комендатуре дали интересную информацию: "Эльстер" здесь был еще до войны. В последние годы специализировался на производстве деталей и узлов для ТРД и, в частности, на всем, что было связано со штамповкой. Возникла идея "прихватить" с "Эльстера", имевшиеся там крупные прессы для холодной штамповки. Через несколько дней о находке доложили Александру Александровичу. Сразу поступило распоряжение: *"Особенно тщательно искать и собирать все, что касается газотурбинной техники, а относительно "Эльстера" считайте, что я договорился"*.

Указание Микулина потребовало существенно расширить диапазон работы всей группы завода № 300. Было решено (для оценки ситуации и принятия соответствующих решений) совершить поездку по авиационным предприятиям Саксонии, где в основном делались ТРД.

Первым был завод "Нордверке" в городе Нордхаузен (там делали ЮМО-004), оттуда поехали в Страсфурт, где в бывших соляных коях строили БМВ-003. В Узенберге было что-то вроде опытного завода фирмы БМВ. Там коллеги из ЦИАМ и с казанского завода № 16 познакомили микулинцев с БМВ-003С - форсированным вариантом серийного "003" с тягой у земли 1050 кгс (вместо 800 кгс у БМВ-003А) и, главное, показали узловые чертежи большого ТРД - БМВ-018 (чертежа общего вида у них пока не было). В Мюльденштейне коллеги из Уфы с завода № 26, еще в апреле получившие задание делать двигатель РД-10 - копию ЮМО-004, были заняты в

основном "освоением" производства ТРД. Проблемы демонтажа оборудования и поиска технической документации у всех работников авиационной промышленности были одинаковыми.

По дороге "домой" в Тауша заехали в столицу Юнкерса - Дессау, где предстояла встреча со старшим представителем НКАП, бывшим работником ЦИАМ Н.М. Олехновичем - блестящим организатором всего грандиозного дела - освоения германского опыта по созданию реактивной техники. Надо сказать, что он стал организатором и первым директором завода № 2, где работали немецкие специалисты по ТД, а впоследствии под руководством Николая Дмитриевича Кузнецова создавались уникальные двигатели "НК".

Николай Михайлович Олехнович сказал, что начинают определяться темы, наиболее интересующие советских авиационных специалистов. По ТРД это работы, связанные с форсированием серийных ЮМО-004 и БМВ-003, и особенно - по большим двигателям ЮМО-012 и БМВ-018. Из самолетов он впервые назвал Ю-287. Если мы хотим догнать американцев и англичан, надо привлекать немецких специалистов. Альтернативы нет... Он уже знал, что оставшиеся немецкие специалисты хотят работать с нами. В качестве примера Олехнович назвал две фамилии: ведущего аэродинамика фирмы "Юнкерс" Ганса Вокке и руководителя опытного производства Брунольда Бааде.

К концу войны в Германии вели разработку более десятка типов реактивных самолетов. Но реально работоспособными в Советской зоне были заводы Юнкерса, моторные заводы БМВ, опытный завод фирмы "Зибель" в Галле, институт ДВЛ, ряд КБ по оборудованию и др. В конце июня с идеей об использовании немецких специалистов нарком авиационной промышленности А.И. Шахурин обратился в ЦК ВКП(б). В связи с этим предложением окончательный демонтаж опытных заводов, институтов и КБ был приостановлен. Начались поиски работавших там сотрудников. Определялись темы, над которыми могли бы работать немецкие специалисты. Естественно, в первую очередь это были двигатели. С самолетной тематикой было сложнее, но и здесь вырисовывались ведущие направления.

Когда машина "трехсотого" возвращалась в Тауша, ее кузов почти лежал на колесах: она была набита синьками чертежей, копиями отчетов и другим добром. Наиболее ценное - чертежи "больших двигателей".

Один из авторов этих строк (Л. Берне) улетал в Москву с аэродрома Брандис. До войны это был чисто опытный аэродром фирмы "Юнкерс". Когда начались интенсивные налеты авиации союзников, на Брандисе расположили истребители Ме-163 из эскадры JG 400, входившей в состав воздушного флота "Рейх", и самолеты первой школы слепых полетов. Бомбардировщики союзников входили в эту зону побаивались, поэтому аэродром и расположенный рядом Лейпциг почти не пострадали.

По краям аэродрома было расположено много техники: в основном разбитые Ме-163. Но было несколько самолетов с ТРД. Особый интерес вызывал многомоторный бомбардировщик с крылом обратной стреловидности, как потом выяснилось Ю-287 с двигателями ЮМО-004. Забегая вперед, скажем, что дальнейшая модификация этого самолета - ЕФ-140 - была с первыми ТРД Микулина.

*(Продолжение следует)*



Подземный завод осматривают советские специалисты

# ПЕРСПЕКТИВНАЯ СИСТЕМА РЕГУЛИРОВАНИЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ



НПО "Энергомаш" – крупнейший производитель маршевых ракетных двигателей в России. Практически все российские ракетные системы космического назначения были оборудованы жидкостными ракетными двигателями (ЖРД), произведенными или разработанными в "Энергомаше". Высокий уровень применяемых технологий (можно с уверенностью утверждать, что "Энергомаш" – мировой лидер по производству мощных ЖРД на компонентах топлива "кислород + керосин") позволяет НПО создавать все более совершенные образцы двигателей и участвовать в международных проектах.

ОАО "НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко":

**Борис Громыко**, директор ГНКЦ

**Алексей Кириллов**, ведущий конструктор

**Виктор Кириллов**, начальник сектора

**Дмитрий Лачинов**, ведущий инженер-конструктор

**Игорь Михалёв**, начальник отдела

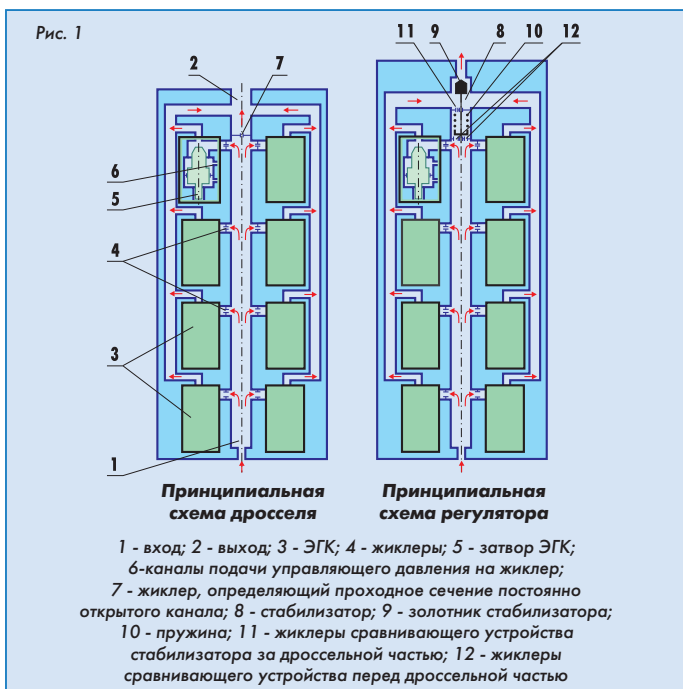
В настоящее время требования, предъявляемые к маршевым ЖРД, существенно расширились. Если прежде двигатель рассчитывался на один или два базовых режима, то теперь в целях оптимизации траектории полёта РН стало необходимым гибкое регулирование тяги и соотношения компонентов топлива в широком диапазоне на протяжении всего полёта ступени. Это порождает дополнительные требования к системе регулирования двигателя как по точности, так и по быстродействию.

Как известно, наиболее энергетически выгодной схемой ЖРД является так называемая "схема с дожиганием генераторного газа в камере сгорания". Для управления тягой таких двигателей используются регулятор расхода горючего, поступающего в газогенератор, и дроссель, изменяющий сопротивление магистрали, по которой основная часть горючего поступает в камеру сгорания. С помощью регулятора расхода производится управление по тяге, а с помощью дросселя - по соотношению компонентов топлива.

Дроссель представляет собой, как правило, гидравлическое сопротивление с переменным проходным сечением, изменение которого позволяет регулировать подачу горючего в камеру сгорания. Регулятор расхода имеет дроссельную часть и стабилизатор давления, поддерживающий постоянным перепад давлений на дроссельной части. При постоянном значении перепада давлений расход через регулятор пропорционален площади проходного сечения его дроссельной части.

Традиционно для изменения проходных сечений дроссельных частей регулятора и дросселя применялись электромеханические или электрогидравлические приводы. Для нормального функционирования таких устройств требовалось либо охватить привод обратной связью по положению выходного штока, либо обеспечить механическую обратную связь внутри самого привода.

Повышение гибкости управления регулятором и дросселем двигателей потребовало создания приводов без внешних обратных связей, вносящих определенное запаздывание. Одновременно необходимость обеспечения высоких скоростей переключений при воздействии значительных моментов сопротивления, возникающих в агрегатах, предопределило использование электрогидравлических приводов с внутренними механическими обратными связями вместо электромеханических приводов, например, с шаговыми электродвигателями. Заметим, что электрогидравлические приводы с внутренними обратными связями успеш-



но применяются на ряде двигателей разработки НПО "Энергомаш" (РД-170/171 для РН "Энергия" и "Зенит" и РД-180 для РН "Атлас"). В конструкцию указанных приводов был заложен принцип дискретного управления на основе многоразрядного параллельного двоичного кода.

Обладая рядом преимуществ, описанные приводы требуют для своего функционирования дополнительной гидравлической системы, имеют достаточно сложную конструкцию, относительно большую массу и габариты. Отдельной задачей является обеспечение способности элементов электрогидравлических приводов работать в условиях высоких вибраций, существующих при работе двигателя.

В НПО "Энергомаш" для нового двигателя РД-191 был разработан и внедрён иной метод управления. Этот метод основан на знании индивидуальных передаточных функций двигателя, определяемых в процессе проведения контрольно-технологического испытания (КТИ). Располагая однозначными зависимостями величины тяги от величин управляющих воздействий, можно существенно упростить алгоритм работы системы управления, при этом точность регулирования обеспечивается даже более высокой, чем у большинства систем с внутренними или внешними обратными связями.

Метод основан на использовании в конструкции двигателя т.н. "цифровых" агрегатов регулирования - регулятора тяги и дросселя соотношения компонентов. Регулирование расхода жидкости, поступающей в газогенератор или камеру сгорания, осуществляется путем полного открытия или закрытия нескольких проходных отверстий байпасных магистралей различного сечения, входящих в состав регулятора и дросселя (рис. 1). В каждой из этих магистралей установлен двухпозиционный электрогидроклапан (ЭГК). Срабатывание каждого из ЭГК открывает или закрывает магистраль, в которой он установлен, изменяя, таким образом, суммарное проходное сечение дроссельной части регулятора тяги или дросселя соотношения компонентов. Получив от системы управления РН команду в виде многоразрядного двоичного кода, ЭГК регулятора (дросселя) переключаются в соответствующее команде положение. Например, логическая "1" в двоичном коде соответствует открытию клапана, "0" - соответствует закрытию. Каждый из ЭГК, таким образом, соответствует разряду в командном слове. Площадь проходного сечения каждого ЭГК, рассчитанная с учётом коэффициента расхода ( $\mu$ ), определяется выражением:

$$(\mu \cdot F)_i = \Delta(\mu \cdot F)_\Sigma \cdot 2^{i-1} / 2^N, \quad (1)$$

где: N - количество разрядов;

$i \in [1, N]$ ;

$\Delta(\mu \cdot F)_\Sigma$  - диапазон суммарного изменения площади проходного сечения дроссельного устройства - сумма проходных сечений магистралей, перекрываемых клапанами.

Каждый следующий разряд (т.е. соответствующий ему ЭГК) обеспечивает проходное сечение в два раза больше предшествующего. Старший разряд соответствует 1/2 суммарного изменяемого проходного сечения. Минимальный расход через регулятор (или максимальный перепад на дросселе) соответствует команде, при которой все ЭГК закрыты. Максимальный расход через регулятор (или минимальный приведенный перепад на дросселе) соответствует команде, при которой все ЭГК открыты. Различные сочетания открытия и закрытия ЭГК, соответствующие разным разрядам, обеспечивают разделение диапазона регулирования на  $2^N$  дискретных режима с шагом, определяющим величину младшего разряда.

"Цифровые" агрегаты регулирования обеспечивают ряд заметных преимуществ:

- возможность непосредственной стыковки с бортовым компьютером РН без преобразования формы представления сигнала. Формат управляющих команд на регулятор и дроссель совпадает со стандартным компьютерным форматом и не требует дополнительных преобразований кроме простого усиления, осуществляемого блоком формирования команд;

- дискретность регулирования (шаг) определяется количеством параллельных каналов (разрядов в командном слове);
- точность отработки поданных команд определяется только точностью изготовления проходных сечений в жиклёрах ЭГК, а не точностью каких-либо цифро-аналоговых преобразований;
- обеспечивается полная воспроизводимость характеристик регулятора и дросселя при повторно поданных командах;
- отсутствует необходимость в отдельной гидравлической системе со стабилизированным питанием;
- не требуются отдельные приводы для управления агрегатами регулирования.

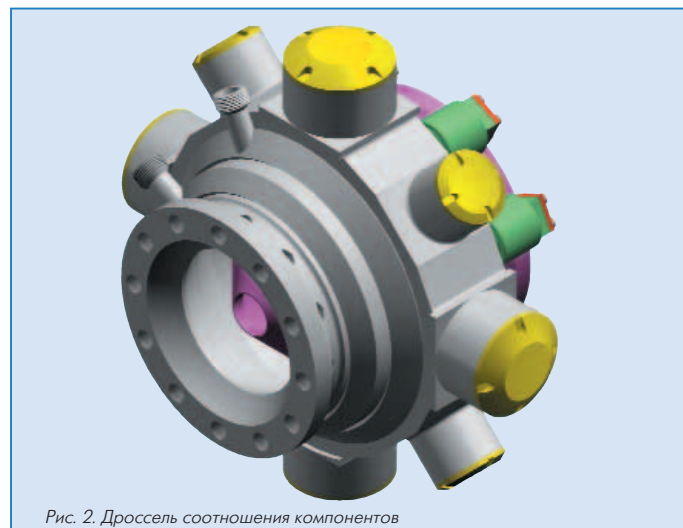


Рис. 2. Дроссель соотношения компонентов

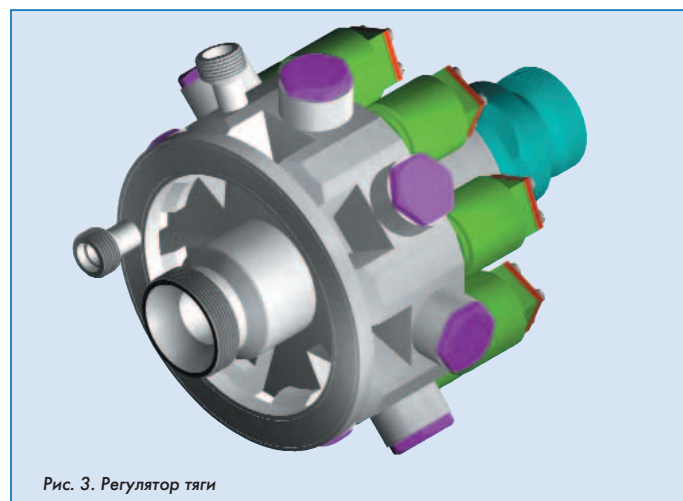
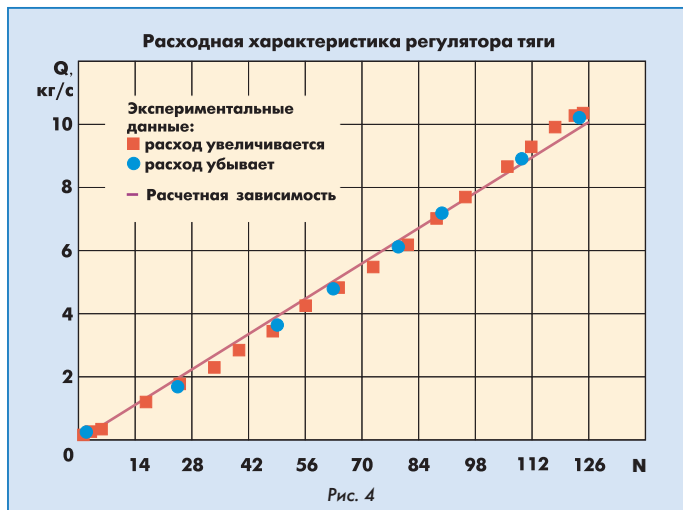


Рис. 3. Регулятор тяги

Особенности изготовления агрегатов двигателя (прежде всего - турбонасосного агрегата и агрегатов регулирования), разброс величин гидравлических сопротивлений трубопроводов, трактов охлаждения и т.д. приводят к тому, что каждый двигатель имеет собственные зависимости тяги и соотношения компонентов от положения регулирующих органов, отличающиеся от зависимостей для "среднего" двигателя. Настройка системы регулирования двигателя, т.е. определение индивидуальных для каждого двигателя коэффициентов полиномов, связывающих тягу и соотношение компонентов с командами, подаваемыми на регулятор и дроссель, осуществляется по результатам КТИ. Как показали многочисленные испытания, при одинаковых внешних условиях параметры двигателя (включая основные внешние параметры - тягу и соотношения компонентов) полностью воспроизводятся при одном и том же положении регулирующих органов.

Коэффициенты влияния внешних факторов, наиболее значимыми из которых являются плотности горючего (определяется, в основном, сортом применяемого керосина) и окислителя (определяется, в основном, температурой жидкого кислорода), а также давления компонентов на входе в двигатель, легко поддаются расчётной оценке и практически не меняются от двигателя к двигателю. Для обеспе-



чения высокой точности регулирования двигателя необходимо учесть свойственные каждому экземпляру двигателя внутренние факторы, т.е. определить индивидуальные передаточные функции  $f_1 - f_6$ , учитывающие изменение режима по тяге и соотношению компонентов на единицу воздействия регулирующих органов:

$$\begin{aligned} N_{\text{рег}} &= f_1(R, K_m); N_{\text{др}} = f_2(R, K_m); \\ \frac{\partial N_{\text{рег}}}{\partial R} &= f_3(R, K_m); \frac{\partial N_{\text{др}}}{\partial R} = f_4(R, K_m); \\ \frac{\partial N_{\text{рег}}}{\partial K} &= f_5(R, K_m); \frac{\partial N_{\text{др}}}{\partial K} = f_6(R, K_m), \end{aligned} \quad (2)$$

где:  $R$  - уровень режима по тяге в пустоте (отношение требуемого значения тяги ( $P$ ) к номинальному значению тяги ( $P_{\text{ном}}$ ) на режиме 100 %);

$K_m = \frac{\partial m_{\text{ок}}}{\partial m_{\text{г}}}$  - соотношение компонентов топлива (отношение массовых расходов окислителя и горючего);

$N_{\text{рег}}$  и  $N_{\text{др}}$  - десятичные эквиваленты команд (в параллельном двоичном коде), подаваемых на регулятор и дроссель, соответственно.

Значения частных производных (2) существенно зависят от текущего уровня тяги двигателя. Поэтому при проведении КТИ должны предусматриваться операции по определению частных производных (2) для нескольких уровней тяги в пределах необходимого диапазона регулирования. Аппроксимация полученных значений в виде индивидуальных для каждого двигателя функций  $f_1$  и  $f_2$  с поправкой на общие для всех двигателей данного вида коэффициенты влияния внешних факторов используется впоследствии для управления двигателем в процессе полета.

Приведенная идеология настройки и последующего управления двигателем требует от управляющих органов:

- воспроизводимости характеристик, т.е. однозначного соответствия расхода через регулятор (и приведенного к номинальному расходу перепада на дросселе) поданной команде;

- монотонности расходной характеристики регулятора и нагрузочной характеристики дросселя;

- достаточного быстродействия исполнительных органов регулятора и дросселя (ЭГК), чтобы обеспечить управление двигателем с необходимой частотой выдачи команд и избежать забросов расхода в магистралях при переключениях ЭГК.

Конструкция регулятора тяги и дросселя соотношения компонентов должна обеспечивать соответствие указанным выше требованиям. Общие виды этих агрегатов представлены на рис. 2 и 3. Параллельные каналы регулятора и дросселя выполнены в общем корпусе и объединены общими входом и выходом. При этом взаимное влияние потоков, проходящих через параллельные каналы, может приводить к тому, что коэффициент расхода ( $\mu$ ) каждого канала может меняться в зависимости от поданной команды. Поэтому одной из главных задач экспериментальной отработки "цифровых" агрегатов регулирования стало подтверждение соответствия их фактических характеристик проектным.

На рис. 4 и 5 представлены проектные характеристики и результаты замеров при испытаниях. Из рисунков видно, что отличия от про-

ектных характеристик, обусловленные точностью изготовления проходных сечений и взаимным влиянием потоков, невелики, монотонность характеристик сохраняется. Особо можно отметить полную воспроизводимость расхода через регулятор и приведенного перепада на дросселе при повторной подаче одних и тех же команд.

Другим важным вопросом отработки было обеспечение необходимого быстродействия исполнительных органов (ЭГК). Хотя клапаны регулятора и дросселя существенно отличаются по размерности, управляются они одинаковыми электрогидрораспределителями. Для достижения максимального быстродействия ЭГК гидрораспределители выполнены по золотниковой схеме, что позволило при относительно небольшом ходе и тяговом усилии якоря электромагнита открывать или закрывать большие проходные сечения в распределителе и, кроме того, обеспечило разгрузку подвижных элементов от действия перепада давлений.

Высокому быстродействию электрогидрораспределителей способствует также форсирование плотности тока в обмотке электромагнита до  $\sim 25 \text{ А/мм}^2$  и изготовление якоря магнита из сплава с высокой магнитной индукцией и низкой электропроводностью (для уменьшения вихревых токов в магнитоприводе электромагнита). В результате удалось обеспечить времена срабатываний ЭГК (от момента подачи команды до завершения переключения ЭГК) на уровне 13...20 мс для регулятора и младших разрядов дросселя и не более 40 мс для старших разрядов дросселя. При этом основная задержка определяется временем нарастания тягового усилия в магните, а время переключения затвора ЭГК составляет  $\sim 5$  мс для регулятора и младших разрядов дросселя и  $\sim 30$  мс для старших разрядов дросселя. В сочетании с другими конструктивными мероприятиями (например, уменьшением постоянной времени стабилизирующей части регулятора) это позволило полностью исключить забросы по уровню расхода в газогенератор, а заброс давления в камере при наихудшем варианте срабатывания ЭГК дросселя не превышает  $1,5 \text{ кгс/см}^2$  и длится не более 5 мс (что практически не меняет картину обычных пульсаций, характерных для рабочего процесса в камере сгорания).

Первые серии стендовых огневых испытаний двигателя РД-191 проведены. Успешным было уже первое огневое испытание длительностью 5 с. Оно продемонстрировало работоспособность всех основных агрегатов двигателя, включая систему регулирования. Двигатель надежно запущен и устойчиво работал на стационарном режиме. Впоследствии при более продолжительных испытаниях (10, 100 и 150 с) двигатель испытывался на различных режимах по тяге и соотношению компонентов, определялись его индивидуальные передаточные функции, опробовался алгоритм управления. Важнейший вывод можно сделать уже сегодня - "цифровые" регулятор тяги и дроссель соотношения компонентов позволяют обеспечить запуск и выключение двигателя, его работу на стационарных режимах в широком диапазоне регулирования. Сочетание точности управления режимами работы двигателя с простотой алгоритма управления позволяет говорить о достижении нового качества в регулировании ЖРД. ◀



# ПАМЯТИ КОРИФЕЯ КОСМОНАВТИКИ

На Аллее Героев - главном отечественном мемориале покорителям космоса - 4 октября 2001 г. произошло важное событие: был открыт памятник виднейшему двигателестроителю Советского Космоса - Валентину Петровичу Глушко. В этот день здесь собрались космонавты всех поколений, а также ветераны отрасли, создававшие ее вместе с Глушко и Королевым. На Аллею Героев



пришли студенты московских вузов, работники предприятий, сотрудничающих с главным детищем Глушко - НПО "Энергомаш", бывшим легендарным "ГДЛ-ОКБ". Были поздравления от Академии наук, космонавтов, заводчан "Энергомаша" и смежников, старых друзей и родственников. Мероприятие не прошло мимо внимания прессы, как отечественной, так и международной: не так часто, увы, происходят сегодня в Москве события, несущие столь положительный эмоциональный заряд.

День открытия монумента стал памятным не только для отечественной, но и для мировой космонавтики. Дата была выбрана не случайно: ведь именно 4 октября 1957 г. в СССР впервые был осуществлен запуск космического аппарата на орбиту спутника Земли. Первая в истории человечества ракета-носитель, созданная



коллективом под руководством С.П. Королева и оснащенная двигателями Р-107 и РД-108 конструкции ОКБ В.П. Глушко, послужила основой для создания целого ряда космических систем. Отечественные космическая и оборонная программы впоследствии развивались на базе все новых двигателей и космических аппаратов, разработанных под руководством Виктора Петровича.

Начало октября 2001 г., довольно теплое, выдалось вообще солнечным и почти летним. Погода вполне соответствовала настроению пришедших на открытие мемориала. Предыдущий памятник на этой аллее был установлен более десяти лет назад. Затем начались трудные годы и для отечественной науки, и для целых отраслей (в том числе - космонавтики). Естественно, что все происходившее 4 октября 2001 г. на аллее Покорителей Космоса воспринималось как своеобразный символ надежд на грядущие перемены, и перемены к лучшему. ◀



# АНОМАЛЬНЫЙ ИЗНОС СОПЕЛ РДТТ

Юрий Кочетков, начальник отдела ФГУП "Исследовательский Центр им. М.В. Келдыша", д.т.н.

Ракетные двигатели твердого топлива нашли широкое применение в стартовых ускорителях, в качестве двигательных установок ракет-носителей легкого и среднего класса, а также межорбитальных буксиров. Внедрение новых высокоэнергетических топлив и композиционных материалов обеспечило качественный скачок уровня важнейших характеристик таких двигателей. Однако возникли ранее не встречавшиеся проблемы, потребовавшие дальнейшего изучения процесса износа деталей соплового блока РДТТ под воздействием пространственных потоков продуктов сгорания, формирующихся при горении канальных зарядов.

Для увеличения эффективной поверхности горения заряды РДТТ, как правило, содержат центральную полость. В поперечном сечении эта полость имеет форму многолучевой "звезды", как бы разделяющей заряд на отдельные перья (канальные заряды). Воспламенение заряда и последующее его горение происходят по поверхности внутренней полости, форма которой, естественно, меняется по мере выгорания топлива.

В отличие от жидкостных реактивных двигателей, в РДТТ невозможно использовать охлаждаемые выходные сопла. Сформировавшиеся в камере продукты сгорания, действуя на нагретую поверхность сопла РДТТ, вызывают неравномерное по окружности эрозионное разрушение его поверхности. Для звездообразных и несимметричных зарядов было замечено, что в одних случаях максимальные уносы материала утопленного в тело заряда сопла происходят напротив лучей канальных зарядов, в других - между ними (эффект "переброса"). Несмотря на то, что "звезда" отформованного заряда существует очень короткий отрезок времени, по истечении которого заряд превращается в осесимметричный, эрозионный унос в несколько раз превышает расчетные значения.

Было высказано предположение, что расположение зон максимального уноса материала по окружности дозвуковой части утопленного сопла зависит от соотношения интенсивностей встречных струй, исходящих из центральной полости заряда и надсопловой области. Исследования основных газодинамических параметров и структуры течения в дозвуковой области сопла были проведены В.Н. Наумовым на специально созданной для этих целей газодинамической установке, работающей на холодном воздухе в условиях, моделирующих функционирование натуральных изделий. Форму имитаторов твердотопливного заряда последовательно изменяли так, чтобы она соответствовала конфигурациям РДТТ. На установке воспроизводились проходные сечения потоков воздуха и различные комбинации расположения областей стекания и растекания на омываемых поверхностях. Структура пристеночного газового потока определялась на основе анализа

отпечатков, которые имели вид рельефных узоров на саже-мазевых покрытиях стенок сопла.

Исследования позволили определить влияние величины диаметра центрального канала заряда и степени его диффузорности на характер структуры течения на кромке сопла. Как оказалось, для двух крайних значений диаметра канала зоны минимального и повышенного уносов возникали в разных местах, точнее, они менялись местами.

При небольшом диаметре центрального канала струя из него практически полностью направлялась в сопло. Что касается щелевого потока (из лучей "звезды" заряда), то одна его часть сразу попадала в сопло, другая же затекала в область, расположенную над соплом, и тормозилась на входе в сопло встречным потоком, идущим по лучам "звезды" в осевом направлении. Таким образом, истечение потока из надсопловой пространства наиболее интенсивно происходило между лучами "звезды" (рис. 1а).

При большом диаметре канала (рис. 1б) картина обтекания менялась. В этом случае часть струи центрального канала уходила в сопло, а другая, достаточно интенсивная часть, заходила в пространство над соплом. При обратном движении к соплу она тормозилась мощным встречным потоком, зарожденным между лучами. На поверхности входной кромки сопла по лучам образовывались подковообразные линии стекания встречных потоков. Таким образом, истечение потока в сопло в основном происходило по лучам "звезды" твердотопливного заряда, где взаимное торможение потоков было меньше.

При промежуточном значении диаметра канала наблюдались динамическое равновесие встречных потоков и равномерное течение. Критическим параметром являлось значение угла  $\beta = 90^\circ$  между границей струи из центрального канала и касательной к поверхности входной кромки сопла. При  $\beta < 90^\circ$  имеет место поточное падение между лучами, при  $\beta > 90^\circ$  - по лучам.

Второй этап экспериментов предполагал использование малых твердотопливных зарядов, обеспечивающих продолжитель-

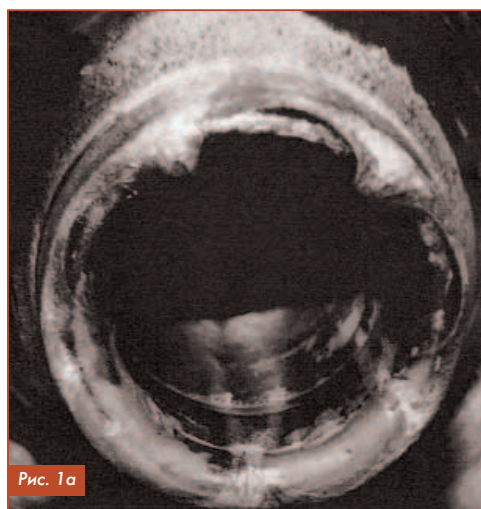


Рис. 1а

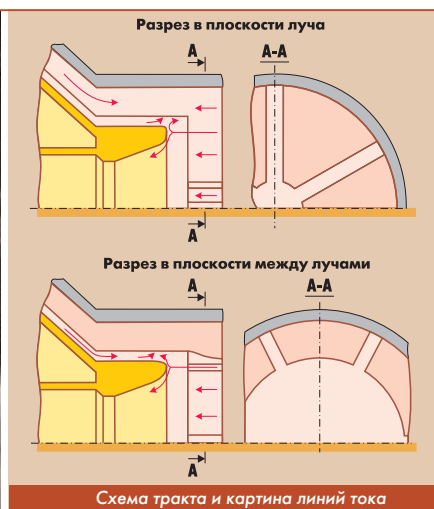


Схема тракта и картина линий тока

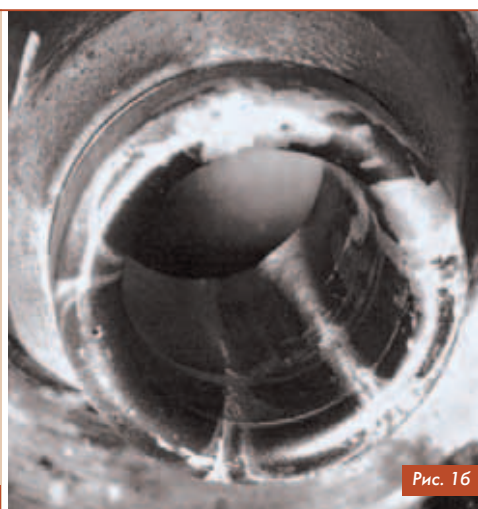


Рис. 1б

ность работы двигателя 0,5 с и создающих давление в камере сгорания до 6 МПа. Стенка сверхзвуковой части сопла в данном эксперименте выполнялась из фторопласта-4, что позволяло после испытаний получить на ее поверхности рельефные отпечатки, соответствующие структуре потока.

Предполагалось, что зародившиеся в начальный период существования "звезды" незначительные зоны эрозии на стенке сопла под действием ускоряющегося высокоэнтальпийного потока интенсивно развиваются внутрь (эффект самокопания), приводя к повышенному уносу массы. Для изучения этого процесса на стенке при помощи фрезы вырезались начальные углубления различной формы и размера.

Исследования показали, что глубина начальных зон, при которой происходит дальнейшее их развитие, должна составлять не менее половины толщины пограничного слоя. В противном случае сопло "не чувствует" искажения и ведет себя как гладкое. При достаточно больших начальных углублениях, теплообмен между материалом стенки и продуктами сгорания интенсифицируется, и эрозия резко увеличивается.

Анализ показал, что унос массы происходит в направлении вниз по потоку. При этом образуется пара вихрей (рис. 2), которые "сваливаются" в поперечном направлении с боковых сторон углубления, образуя винтовое течение с осью, параллельной контуру сопла. Поперечный разрез, сделанный по месту абляционной выработки сопла, показал наличие в этой области следов в виде двух окружностей.

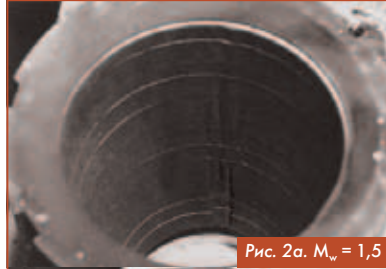


Рис. 2а.  $M_w = 1,5$

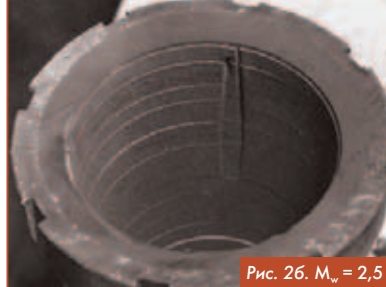


Рис. 2б.  $M_w = 2,5$



Рис. 3

тей. Вниз по потоку размеры окружностей уменьшаются. Интенсивность продольных вихрей снижается, а на концевой части образуется тупиковая зона. Размеры границ области разрушения зависят от состава продуктов сгорания, показателя адиабаты (К) и местного числа Маха ( $M_w$ ), соответствующего началу процесса. Форма границ разгара может быть аппроксимирована эллипсом с полуосями  $\bar{\delta}_0$  и  $\bar{l}_0$  (безразмерными относительно величины фонового уноса):

$$\bar{\delta}_0 = 2M_w - 8,33K + 6,66,$$

$$\bar{l}_0 = \exp 1,5(M_w - 1).$$

Фрагмент поверхности выработанного сопла при  $M_w = 2,5$  показан на рис. 3. Видно, что один из вихрей (левый) образовал тупиковую зону и покинул искаженную область, переместившись в основной поток. Другой, смежный с ним вихрь, внедрился внутрь материала на значительную глубину, где произошло полное его затухание. След затухшего вихря представляет собой тончайший волосовидный канал с заостренной концевой частью.

Экспериментальные исследования выявили суть двух наблюдаемых трехмерных эффектов ("переброса" и самокопания) в соплах натуральных РДТТ и позволили разработать комплекс программно-методических средств для расчетов процессов, происходящих при абляционном износе сопел. Все это дает возможность грамотно подходить к проектированию сопел РДТТ, увеличивать их ресурс и удельный импульс, одновременно уменьшая массу сопла. ◀

► ИНФОРМАЦИЯ

**Конитлорская ГТЭС - первая в России газотурбинная электростанция, работающая на попутном нефтяном газе, введена в эксплуатацию в сентябре 2001 г.** ГТЭС состоит из трех энергоблоков по 4 МВт каждый. Электростанция была построена для ОАО "Сургутнефтегаз" фирмой ЗАО "Искра-Энергетика" (Пермь) на базе ПТУ, спроектированной и из-

готовленной пермскими моторостроителями - ОАО "Авиадвигатель" и ОАО "Пермский моторный завод". Мощность первой очереди электростанции 12 МВт, ежегодное потребление газа - около 42 млн м<sup>3</sup>. Вторая очередь Конитлорской ГТЭС, состоящая также из трех аналогичных блоков, сейчас находится в стадии завершения строительства и будет введена

в эксплуатацию к концу 2001 г. В перспективе ОАО "Сургутнефтегаз" планирует введение в эксплуатацию до 10 ГТЭС. Применение современных газотурбинных технологий обеспечивает экономичную выработку электроэнергии, уменьшение потребления газа, возможность децентрализации производства электрической энергии, уменьшение потерь в электрических

сетях, повышает удобство обслуживания электростанций. Уровень шума и выбросов пермских ГТЭС соответствует российским и международным нормам. По расчетам экспертов, ввод в строй подобных ГТЭС позволяет сократить расходы на электроэнергию приблизительно вдвое. Срок окупаемости ГТЭС составляет около трех лет.

Соб. инф.

**Фирма GasI, являющаяся подразделением Allied Aerospace Industries, совместно с агентством DARPA в августе 2001 г. провела успешное испытание модели гиперзвукового летательного аппарата с прямоточным двигателем.** Снаряд калибра 102 мм, выполненный из титана, выстреливался из ствола уникальной двухступенчатой легкогазовой пушки в специальную трассу, где воспроизводились



Снаряд легкогазовой пушки, оснащенный гиперзвуковым ПВРД

условия полета на большой высоте. Максимальная скорость снаряда на срезе ствола соответствовала  $M=7,1$ . В качестве топлива применялся этилен, сжатый под давлением 1000 атм. Продолжитель-

ность работы мини-двигателя составила всего 0,025 с, а длина участка полета с работающим ПВРД - 780 м. Серия выполненных теневого фотоснимков убедительно засвидетельствовала, что тяга дви-

гателя на этот раз оказалась положительной (на ранней стадии экспериментов, законченной в январе 2001 г., тяга получалась отрицательной). Агентство DARPA уже израсходовало на эксперименты с гиперзвуковым ПВРД \$850 тыс. На 2002 г. запланировано проведение еще двенадцати "выстрелов".

Aviation Week & Space Technology

# ЧАСТНЫЙ СЛУЧАЙ ИЗ ОБЩЕЙ ПРАКТИКИ ОТЕЧЕСТВЕННОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

**Вячеслав Рахманин**, главный специалист НПО Энергомаш, к.т.н., член-корреспондент РАК им. К.Э. Циолковского, лауреат Государственной премии

**Процесс разработки новой техники практически никогда не происходит так прямолинейно, как это видится впоследствии даже непосредственным участникам событий. История отечественной ракетной техники – конечно же, не исключение.**



В основу космического ракетного комплекса 11К65М, разработавшегося в 1961г. ОКБ 586 (г. Днепропетровск) под руководством главного конструктора Михаила Кузьмича Янгеля, была положена ранее созданная этим ОКБ боевая одноступенчатая ракета средней дальности Р-14, уже принятая на вооружение. В эскизном проекте новой ракеты предусматривалось использование на первой ступени практически без изменений двигателя 8Д514, спроектированного ОКБ-456 (главный конструктор Валентин Петрович Глушко) для ракеты Р-14. Двигатель второй ступени - 11Д49 - специально разрабатывался в ОКБ-2 (главный конструктор Алексей Михайлович Исаев).

Вслед за выпуском эскизного проекта конструкторы днепропетровского ОКБ приступили к разработке конструкторской документации. Однако, оценив перспективы загрузки своего ОКБ работами, связанными с новыми ракетными комплексами оборонного назначения - Р-36 и Р-56, М.К. Янгель, по согласованию с Генеральным конструктором Сергеем Павловичем Королевым, решил передать дальнейшее ведение работ по РН 11К65М в филиал ОКБ-1, расположенный близ Красноярска (соцгородок "Красноярск-26"). Эта организация, руководимая М.Ф. Решетневым, через несколько лет получила самостоятельность и стала именоваться ОКБ-10 (после 1966 г. - КБ Прикладной механики - КБПМ). Надо сказать, что решение о передаче разработки перспективной космической тематики вызвало неудовольствие и даже протест в ближайшем техническом окружении Янгеля, но он принятого решения не отменил, и передача всех технических наработок состоялась.

Красноярские конструкторы при активной технической помощи ОКБ-586, используя производственную базу Красноярского машиностроительного завода (Красмаш), успешно довели начатое в Днепропетровске дело до летных испытаний. Первый пуск новой космической ракеты был произведен в августе 1964 г. Учитывая незначительность отличий двигателя 8Д514 для ракеты Р-14 и двигателя 11Д614 для первой ступени ракеты-носителя 11К65М, В.П. Глушко поручил разработку 11Д614 Иртышскому филиалу ОКБ-456 (начальник филиала В.Ф. Хомрач), базирующемуся на Омском авиадвигательном заводе им. П.И. Баранова. Принимая такое решение, В.П. Глушко исходил из того, что ОКБ-456 было загружено разработкой двигателей для ракет Р-36 и УР-500, а квалификация специалистов восточного филиала (которым, кстати, было передано ведение в серийном производстве конструкторской документации двигателя 8Д514) позволяла справиться с порученным заданием. Этому решению способствовало и определенное министерством место серийного изготовления двигателей 11Д614 - Красноярский машиностроительный завод. Конструкто-

ры ОКБ-456 были довольны решением своего главного конструктора - между Химками и Красноярском четыре часовых пояса, а между Омском и Красноярском - всего один.

Но в это, казалось бы, безоблачное течение событий жизнь внесла свои коррективы. Неожиданно (а технические неприятности всегда происходят неожиданно) выявилась недостаточная работоспособность некоторых элементов турбонасосного агрегата (ТНА) при низких отрицательных температурах. Надо сказать, что запуски ракеты-носителя 11К65М предусматривалось проводить с открытого старта в любое время года и с любого полигона, включая северный, расположенный вблизи Плесецка. Однако на стендовых испытаниях двигателей при внешней температуре минус 40 °С подшипники ТНА оказались неработоспособны.

Известно, что беда не приходит одна. При старте в 1967 г. очередного космического аппарата при запуске двигателя 11Д614 в камерах сгорания возникли высокочастотные колебания давления, которые привели к разрушению двигателя и потере ракеты. По обоим техническим дефектам были разработаны программы их устранения.

На процесс решения возникших технических проблем наложились и организационные мероприятия, проводимые министерством. Так, КБПМ было сориентировано на разработку космических станций и аппаратов, а Красмаш - на изготовление ракет для военно-морского флота. В связи с этим в 1968 г. конструкторская документация и изготовление РН 11К65М были переданы Омскому производственному объединению "Полет", а изготовление двигателей - Южному машиностроительному заводу (Южмаш) в Днепропетровске. Кроме того, в связи с прекращением выпуска ЖРД на Омском авиадвигательном заводе, тамошний филиал ОКБ-456 (с 1967 г. - КБ Энергомаш) был расформирован, а ведение всех конструкторских работ по двигателям 11Д614 возложили на головное КБ в Химках, где для этой цели был организован серийный конструкторский отдел.

Смена завода-изготовителя двигателей 11Д614 не привела к устранению случаев появления высокочастотных колебаний в камерах сгорания при запуске; более того, они участились. При стендовых испытаниях летом 1969 и 1970 гг., а также при испытаниях в составе ракеты в декабре 1970 г. произошли аварийные разрушения двигателей. К середине 1970 г. в конструкцию двигателя внесли необходимые изменения, а осенью были успешно проведены межведомственные стендовые огневые испытания (упомянутая авария в декабре 1970 г. произошла на недоработанном двигателе). Замечаний к работе двигателей 11Д614 после внесения изменений в конструкцию камер сгорания больше не было.

Но это все - предыстория, а вот и сама история. Во второй половине семидесятых годов на Южмаше сложилась напряженная обстановка с выпуском двигателей 11Д614, и в середине 1977 г. стало ясно, что план выпуска двигателей в этом и последующем 1978 г. будет сорван. В связи с этим министр С.А. Афанасьев дал персональное задание своему заместителю Г.М. Табакову, ответственному в MOM (Министерство общего машиностроения руководило в шестидесятых - восьмидесятых годах разработкой таких систем) за двигательное направление, найти выход из создавшегося положения. Для выполнения полученного задания Г.М. Табаков приехал в КБ Энергомаш и в кабинете первого заместителя главного конструктора В.Ф. Трофимова собрал совещание, на которое были приглашены ведущие работники серийного конструкторского отдела С.А. Шумаков, В.Ф. Рахманин, А.М. Харитонов и В.А. Щербаков. Напомнив об унифицированности конструкции двигателей 11Д614 и 8Д514, Г.М. Табаков предложил использовать готовые элементы двигателей 8Д514, установленных на ракеты Р-14, для изготовления двигателей 11Д614. Это было технически возможно по всем элементам, кроме камер сгорания, которые в двигателе 11Д614 для повышения устойчивости рабочего процесса имели конструктивные отличия. Таким образом, вопрос сузился до изыскания возможности доработки готовых камер старой конструкции.

Иными словами, нужно было разработать "ремонтный вариант" конструкции, эквивалентный по устойчивости работы на режиме запуска штатным камерам двигателя 11Д614, а это чисто конструкторская задача, для решения которой опыта и умения работникам КБ Энергомаш было не занимать. Наиболее нетерпеливые участники совещания начали тут же предлагать возможные конструкторские решения. Было высказано общее мнение: поставленную задачу можно выполнить, однако потребуется организовать передачу ракет из министерства обороны (МО) в MOM и провести экспериментальные работы с доработанными камерами двигателей 8Д514. Явно довольный исходом совещания Г.М. Табаков пообещал "зеленую улицу" в MOM для решения всех вопросов и личную помощь в контактах с управлениями МО, а в заключение предложил всем участникам совещания подать коллективное рационализаторское предложение на доработку двигателей. Вначале мы расценили это как некую благодарность за найденный вариант выхода из положения, поскольку за реализацию рацпредложения полагалось денежное вознаграждение. Однако вскоре с продвижением рацпредложения начались трудности.

Первый звонок прозвенел, когда патентные службы КБ Энергомаш и Южмаша наотрез отказали в регистрации, так как в тематических планах предприятий работы по двигателям 8Д514 отсутствовали, а потому не могло быть и рационализации. Поскольку работы проводились в интересах Министерства, было предложено осуществить регистрацию в министерском патентном отделе. Но задачей этого отдела являлась организация работ по изобретательству и рационализаторству на предприятиях, а не работа с отдельными авторами. После всех мытарств, по личному указанию главного конструктора КБ Энергомаш В.П. Радовского, рацпредложение было зарегистрировано по месту работы авторов.

Ещё больше сложностей пришлось преодолеть при проведении экспериментальных работ на Южмаше. Технические и производственные службы завода рассматривали результат этих работ как покушение на их будущие плановые задания, и хотя в тот период завод практически не выпускал двигатели 11Д614, было очевидно, что возможность использования имеющихся двигателей 8Д514 скажется на будущих заказах. Поэтому эксперименты с 8Д514 сопровождалась мелкими проволочками, задержками в выдаче материалов, организацией работ на стендах в неудобную вторую смену. Обращение к директору Южмаша А.М. Макарову мало что изменило.

"Рационализаторы" сами себя "поймали": не будь этого авторства, мы вместе со специалистами завода доказали бы техническую невозможность или неэффективность доработки камер. И никакого ущерба, по большому счету, никому бы не нанесли. Ну, не выполнило бы Министерство всего одну строку годового плана.

Ну и что? Запасов ракет 11К65М для запланированных пусков космических объектов было достаточно, мы сами их видели на ответственном хранении в сборочном цехе ПО "Полет".

Однако положение обязывало: требовалось доказать свою техническую и организаторскую состоятельность. В ход были пущены сложившиеся за многие годы совместной работы личные отношения со специалистами Южмаша. Для того чтобы работа была выполнена на высшем уровне, авторы поочередно провели уйму времени в Днепропетровске. В итоге удалось разработать конструкцию и технологию внесения изменений в камеры без разборки двигателя и проведения дополнительного огневого контрольно-технологического испытания. Теоретически это позволяло организовать доработку двигателей силами рабочих бригад заводов-изготовителей на одной из ремонтных ракетных баз Министерства обороны.

Тем не менее, для соблюдения качества монтажа доработки проводились в сборочном цехе двигательного производства Южмаша. В период между 1980 и 1982 гг. были доработаны 50 двигателей 8Д514. Все они успешно отработали в 1980-1984 гг. в составе ракет 11К65М-Р. На ракетах 11К65М, запускавшихся в те годы по программе "Интеркосмос", использовались двигатели 11Д614 штатной конструкции. Такая избирательность явилась следствием того, что выделенные для доработок двигатели 8Д514 были изготовлены в 1963-1965 гг., а гарантийные сроки их использования составляли восемь лет. В связи с этим был проведен комплекс работ по увеличению гарантийного срока хранения с момента изготовления двигателей до начала эксплуатации, который довели до 30 лет. По тем временам это был рекордный показатель для ЖРД! Такое достижение явилось следствием умелого конструирования, правильного выбора материалов и высокого качества изготовления двигателей. Полученные результаты по продлению сроков эксплуатации впоследствии нашли применение при проведении аналогичных работ с другими двигателями.

...Сейчас вся эта история вспоминается с легким чувством ностальгии о безвозвратно ушедших днях энергичной работы, приносящей как минутные огорчения, так и чувство глубокого удовлетворения. ◀



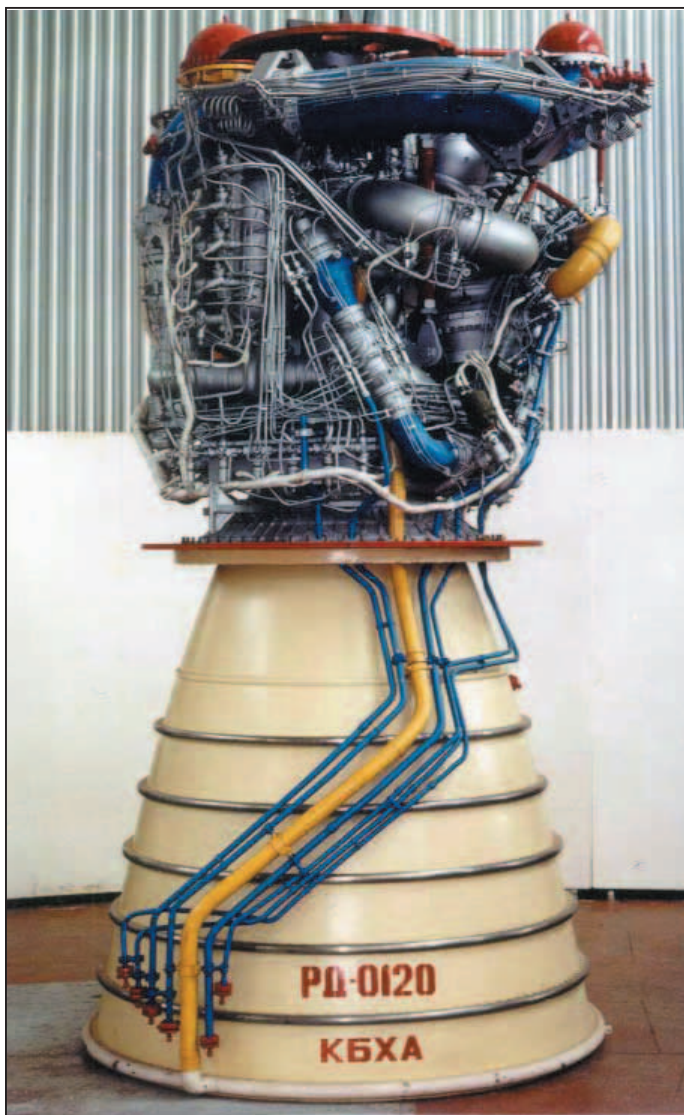
# КОНСТРУКТОРСКОМУ БЮРО ХИМАВТОМАТИКИ – 60 ЛЕТ



Владимир Рачук, д.т.н., профессор

Федеральное государственное унитарное предприятие "Конструкторское бюро химавтоматики" Российского авиационно-космического агентства в настоящее время является одним из мировых лидеров в создании жидкостных ракетных двигателей оборонного, научно-космического и народнохозяйственного назначения. Выдающиеся достижения предприятия отмечены орденами Ленина и Октябрьской революции, Ленинской, Государственными и Правительственными премиями, Благодарностью Президента РФ, орденами и медалями награждено более полутысячи его работников.

В октябре 1941 года в составе Народного комиссариата авиационной промышленности было образовано новое предприятие - ОКБ-296, которое получило задачу создания топливной аппаратуры для авиационных моторов. Возглавил организацию Семен Ариевич Косберг, будущий Герой Социалистического Труда,



лауреат Ленинской премии, доктор технических наук, оставшийся до 1965 года Главным конструктором. Спроектированные ОКБ насосы непосредственного впрыска обеспечили значительное повышение летно-технических характеристик боевых самолетов Ла-5, Ла-7, Ту-2 и Ту-2Д.

Переехав в 1946 году в Воронеж и сменив наименование на ОКБ-154 Министерства авиационной промышленности, предприятие продолжает создавать топливную и регулирующую аппаратуру для поршневых, турбореактивных и турбовинтовых авиационных двигателей. Новое направление в деятельности ОКБ открыли начавшиеся в 1954 году работы над жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) для истребителей Е-50А и Як-27В.

Спустя три года тематика работ конструкторского бюро вновь расширяется, и в период 1957-1962 гг. на предприятии создаются новые ЖРД, на этот раз для зенитных управляемых ракет 5В11 и В-1100.

С 1958 года ОКБ-154 начинает осваивать космическую ракетную технику. К 1990 году в конструкторском бюро было разработано около 60 типов ЖРД для различных ступеней ракет-носителей оборонного и народнохозяйственного назначения.

ЖРД	Ракета-носитель	Ступень
РД-0105	"Луна"	третья
РД-0106	Р-9А	вторая
РД-0107	"Молния"	третья
РД-0108	"Восход"	третья
РД-0109	"Восток", 8А92	третья
РД-0110	"Союз", 11А511	третья
РД-0216, РД-0217	РС-10	первая
РД-0210, РД-0211	"Протон"	вторая
РД-0212	"Протон"	третья
РД-0229, РД-0230	РС-20 (мод.1)	вторая
РД-0233, РД-0234	РС-18	первая
РД-0235, РД-0236	РС-18	вторая
РД-0237	РС-18	третья
РД-0244, РД-0245	РСМ-54	первая
РД-0256, РД-0257	РС-20 (мод.4)	вторая
РД-0120	"Энергия"	вторая

В 1965 году предприятие вошло в состав Министерства общего машиностроения под новым наименованием "Конструкторское бюро химавтоматики" (КБХА). Главным конструктором был назначен Александр Дмитриевич Конопатов, впоследствии Герой Социалистического Труда, лауреат Ленинской и Государственной премий, академик РАН. Он возглавлял предприятие на протяжении 28 лет. В этот период в КБХА проводились работы по новым направлениям. В результате удалось создать, например, такое уникальное изделие, как ядерный ракетный двигатель, на базе которого и в настоящее время ведутся исследования по ядерным энергетическим установкам для косми-

ческих целей, а также первый в СССР газодинамический лазер с выходной мощностью излучения до 1 МВт.

Начиная с 1991 г., КБХА принимает участие во всех программах Российского космического агентства (ныне Российского авиационно-космического агентства) и работает над созданием ракетных двигателей и энергетических установок для новых ракет-носителей.

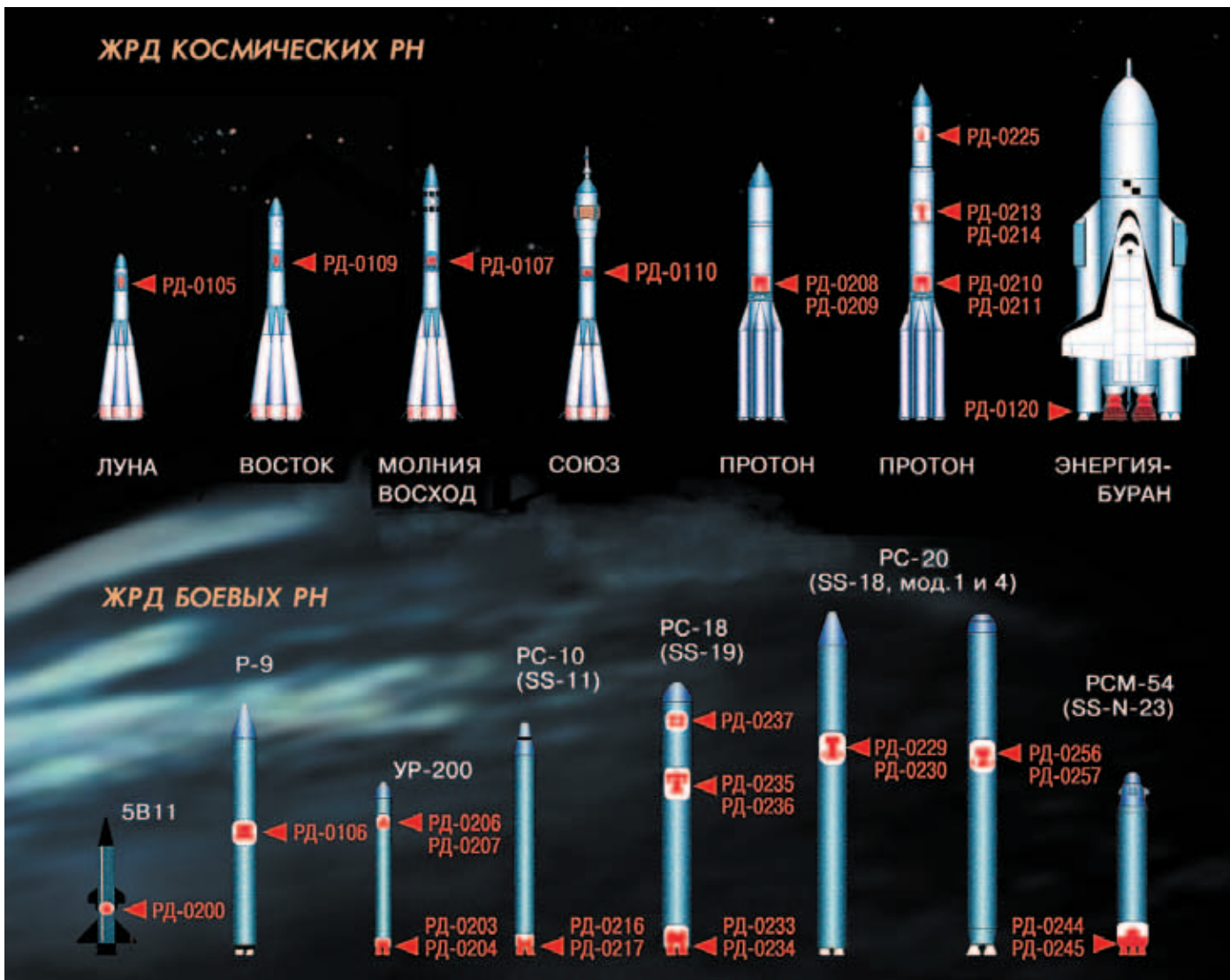
Специалистами конструкторского бюро созданы: современный кислородно-керосиновый ЖРД РД-0124 (для третьей ступени ракет "Союз-2" ("Русь"), "Ангара", "Аврора"), кислородно-водородный ЖРД РД-0146, трехкомпонентный двигатель, гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель. Здесь создавались разнообразные конструкции маршевых ЖРД многократного включения для разгонных блоков перспективных ракетополетителей (в том числе без газогенератора, с тарельчатым соплом). Предприятие, кроме всего перечисленного, активно решает задачи по переводу серийных двигателей космических ракет с токсичных компонентов топлива на экологически чистые компоненты (кислород - керосин, кислород - метан).

Около десяти лет КБХА активно расширяет взаимовыгодное международное сотрудничество с аэрокосмическими фирмами США, Франции, Германии, Швеции и других стран в совместных программах по различным направлениям развития ЖРД.

Предприятие представляет собой современное научно-производственное объединение, включающее в свой состав взаимосвязанные коллективы конструкторского, производственно-технического и экспериментального комплексов. Сегодня, несмотря на труднейшие времена, в КБХА, обладающем опытными кадрами и умело использующем имеющийся науч-

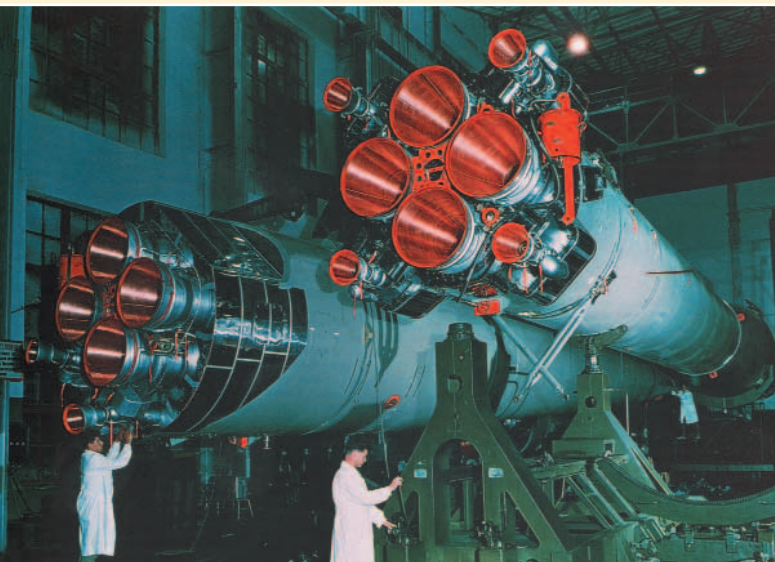


но-технический потенциал, развернулись работы конверсионного направления по созданию разнообразного современного оборудования. Это электронасосные агрегаты, газотурбинные турбодетандерные электростанции, оборудование для нефтегазовой промышленности и медицины, озонаторные установки, а также многое другое, способное достойно заменить импортные изделия в металлургической, горнообогатительной, химической, нефтегазодобывающей и других отраслях народного хозяйства. ◀



# СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МЕТОДОВ ОТРАБОТКИ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ И АМЕРИКАНСКИХ ЖРД

Геннадий Самарин, Военная академия РВСН им. Петра Великого



К основным характеристикам, используемым при анализе уровня отработанности ЖРД, относят суммарное количество испытанных двигателей, количество циклов испытаний, а также суммарную наработку двигателей в процессе их доводки. Другими характеристиками, определяющими затраты материальной части, являются, прежде всего, среднее количество повторных испытаний двигателя (отношение количества испытаний к количеству испытанных двигателей), средняя наработка двигателя в ходе летных испытаний и средняя плотность испытаний за цикл летного ресурса (отношение количества испытаний к количеству полетных циклов).

Очевидно, что увеличение кратности повторных запусков и средней наработки ЖРД ведет к сокращению количества двигателей, затрачиваемых на отработку. Влияние средней плотности испытаний за один полетный цикл работы на потребное количество двигателей при отработке является более сложным. С одной стороны, увеличение средней плотности испытаний при определенной наработке для данного двигателя сопряжено с увеличением кратности испытаний, а также с ростом затрат на обслуживание испытаний. С другой стороны, повышение средней плотности испытаний должно вести к сокращению потребного количества двигателей для отработки.

В табл. 1 и 2 представлены статистические данные, характеризующие размах различных этапов наземной отработки наиболее широко применяемых американских ЖРД.

Все двигатели, кроме SSME, проектировались в расчете на однократный запуск в полете. В табл. 1 представлены объемы испытаний и параметры отработки американских ЖРД на этапе, соответствующем завершению конструкторской доводки двигателя и его представлению к межведомственным испытаниям (МВИ).

Следует отметить, что завершению этапа конструкторской доводки ЖРД, вообще говоря, могут соответствовать заметно отличающиеся значения суммарной огневой наработки. Так, при испытаниях двигателя SSME (США) потребовалось 183 полетных цикла, а для конструкторской доводки двигателя 15Д117 (Россия) - 458 цик-

лов. При этом на отработку было затрачено разное количество двигателей - от 17 (SSME) до 325 экземпляров (11Д43, Россия). Средняя наработка единичного двигателя, характеризующая его ресурсные возможности, также различна: от 1,07 полетных циклов для двигателя 11Д43 до 10,77 для двигателя SSME.

Следует отметить, что у отечественных ЖРД среднее количество повторных испытаний единичного доводочного двигателя характеризуется относительно низким значением в диапазоне 1,3...3,2, в то время как у американских ЖРД значение этого параметра на порядок выше и составляет 16,2...41. Средняя плотность испытаний двигателей изменяется от 0,6 (15Д113) до 6,35 (J-2).

Сравнительный анализ параметров отработки отечественных и американских ЖРД показывает, что в США отработка проводится на меньшем количестве доводочных двигателей. При этом средняя наработка и среднее количество повторных испытаний единичного доводочного двигателя для американских ЖРД значительно превышают соответствующие характеристики для отечественных ЖРД.

Практика летных испытаний отечественных ЖРД предусматривает совмещение их начала с завершающим этапом доводочных стендовых испытаний. Обычно проводятся так называемые межведомственные испытания (МВИ), в ходе которых стремятся подтвердить работоспособность двигателя, достаточную для начала летных испытаний, хотя полное соответствие его требованиям технического задания, как правило, еще не достигнуто. Окончательная доводка двигателя, результатом которой является полное удовлетворение требованиям технического задания, обычно проводится параллельно с летными испытаниями. В практике создания американских ЖРД летные испытания обычно начинаются только после полного завершения цикла конструкторской отработки и проведения подтверждающих испытаний.

Не оспаривая преимуществ американского подхода с точки зрения обеспечения безопасности полетов на начальном этапе отработки, следует отметить, что опыт начала летных испытаний ра-



Таблица 1

Объемы испытаний ЖРД на этапе доводки до межведомственных испытаний								
Изделие	Суммарная наработка, с	Количество испытаний	Количество испытанных ЖРД	Суммарное количество полетных циклов	Средняя наработка одного ЖРД, циклов	Количество повторных испытаний	Средняя плотность испытаний	Средний ресурс, полетных циклов
SSME	95 000	643	17	183	10,77	37,8	3,51	17,3
J-2	110 621	1462	39	230	5,9	37,5	6,35	8,0
F-1	40 130	838	34	267	7,86	24,6	3,13	14,1

Таблица 2

Объемы испытаний ЖРД до начала летных испытаний							
Изделие	Суммарная наработка, с	Количество испытаний	Количество испытанных ЖРД	Суммарное количество полетных циклов	Средняя наработка одного ЖРД, циклов	Количество повторных испытаний	Средняя плотность испытаний
SSME	128 500	700	17	247	14,5	41,1	2,83
J-2	127 962	1645	43	267	6,2	38,2	6,16
F-1	122 130	1638	57	814	14,28	28,7	2,01

кет-носителей с двигателями 11Д520, 11Д43, 11Д123 до завершения окончательной доводки ЖРД подтверждает допустимость отечественной практики. Ее определенные преимущества связаны с сокращением продолжительности доводки ракеты-носителя в целом. Вместе с тем, летные испытания не следует начинать прежде, чем подтвержден необходимый уровень надежности двигателя.

Анализ процессов отработки ЖРД показывает, что для окончания этапа завершающих доводочных испытаний с использованием 50-60 двигателей необходимо планировать среднюю наработку на уровне 4...5 циклов, а при средней наработке 1,5...3 цикла потребное количество двигателей для отработки возрастает до 150 экземпляров. Разница очень существенная.

Выше уже отмечалось, что количество повторных испытаний отечественных ЖРД характеризуется диапазоном 1,3...3,2, в то время как у американских двигателей - 16...41. Такая разница отражает специфику отработки отечественных и американских ЖРД, заключающуюся, прежде всего, в том, что при отработке двигателей в США в основу положено проведение коротких (намного меньше одного ресурса) испытаний, а при отработке отечественных ЖРД назначаются, в основном, полноресурсные испытания.

Наиболее трудоемкими задачами при доводке ЖРД являются:

- обеспечение оптимальных внутрикамерных процессов при надежном охлаждении камеры сгорания;
- обеспечение работоспособности турбонасосного агрегата (ТНА) при высоком коэффициенте полезного действия;
- отработка переходных процессов (запуск, дросселирование, выключение).

Характерно, что при приблизительно идентичной по динамике отработке двигателей J-2, SSME и 11Д122 имеет место существенное отличие расхода экспериментальных двигателей. Так, на завершение конструкторской отработки двигателя J-2 было израсходовано 39 экземпляров, SSME - 17 экземпляров, а отечественных ЖРД 11Д122 - более 150 экземпляров.

К основным недостаткам организации работ по доводке ЖРД 11Д122 по сравнению с доводкой американского двигателя SSME следует отнести:

- недостаточный объем автономной отработки агрегатов и неполное воспроизведение натуральных условий их работы;
- неоправданно большой задел заранее изготовленных двигателей и невозможность своевременного проведения доработок на них.

Передовое оснащение стендовой базы способствовало тому, что автономная отработка основных агрегатов американских ЖРД проводилась в условиях, максимально приближенных к натурным, и в более полном объеме благодаря хорошей ремонтпригодности ЖРД и возможности замены вышедших из строя агрегатов (тем самым обеспечивались восстанавливаемость ЖРД и увеличение его ресурса). При испытаниях широко использовалась система технической диагностики, созданная на базе цифровой управляющей вычислительной машины, которая практически исключала полный выход из строя экспериментального двигателя при возникновении аварийной ситуации. В ходе отработки практиковалась поэтапная система испытаний, при которой после выявления неисправностей в

конструкцию ЖРД вводились необходимые изменения перед каждым последующим испытанием.

Известно, что ЖРД является одной из наиболее энергетически напряженных тепловых машин. Отказы ЖРД обычно развиваются быстро, приводят к обширным разрушениям, а зачастую и к полной потере работоспособности двигателей. Для предотвращения разрушений и сохранения работоспособности узлов и агрегатов ЖРД применяют так называемые средства аварийной защиты (САЗ), состоящие из датчиков, сравнивающих устройств и исполнительных органов. Одной из характеристик САЗ является коэффициент охвата аварийных ситуаций, который характеризует способность САЗ обеспечивать выключение ЖРД до момента, когда двигатель начинает разрушаться. Значение этого коэффициента задается равным 0,8, т.е. система должна парировать около 80 % потенциально возможных отказов.

Статистические данные, характеризующие процессы отработки американских и отечественных ЖРД, позволяют сделать вывод о том, что реализация оптимальных программ доводки позволяет снизить материальные затраты на 18 %, а увеличение огневой наработки единичного изделия позволяет сократить расходы материальных средств на 63 %.

Результаты проведенного анализа позволяют сформулировать следующие рекомендации по экспериментальной отработке ЖРД ракет-носителей:

- при наличии ограничений на выделяемые средства и время для отработки двигателя программа испытаний должна предусматривать наибольшую кратность повторных испытаний с одновременным увеличением относительной средней продолжительности одного испытания;
- увеличения количества повторных испытаний двигателя можно достичь не только путем повышения его конструктивного совершенства, но и путем восстановления двигателя после каждого испытания с обязательным устранением выявленных дефектов;
- для достижения высокого уровня надежности ЖРД (более 0,99) необходимо начинать летную отработку только после получения соответствующих значений параметров надежности агрегатов двигателя. ◀



# Sodick

## ПРАВДА И ЛОЖЬ О ЛИНЕЙНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

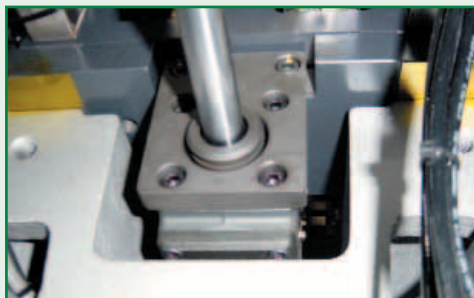
(Вопросы и ответы о линейных двигателях электроэрозионных станков "СОДИК")

В электроэрозионных (ЭЭ) шлифовальных станках "СОДИК" с линейными двигателями нет противовеса по оси Z, вес механизма оси Z и электрода уравновешиваются пневмобалансиром. Не может ли механизм оси Z упасть при выключении питания или снижении давления воздуха?

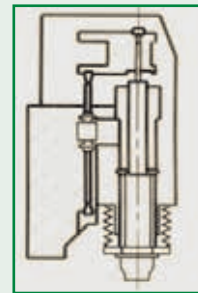


### Падение механизма оси Z полностью исключено!

На оси Z установлен механический, нормально зажатый стопор с пневматическим разжимом. При включении станка и инициализации оси Z подается сигнал на разжим и ось Z освобождается. При внезапном отключении электропитания сигнал освобождения пропадает - ось стопорится. Ось также стопорится, если падает давление воздуха. Для работы станков требуется давление 5,5 атм.



Механический стопор с пневматическим разжимом не позволяет механизму оси Z падать при выключении электропитания и снижении давления воздуха.



Говорят, что линейные двигатели создают сильные магнитные поля, и это может вызвать даже сердечные заболевания. Правда ли это?



### Уровень магнитных полей при работе линейного двигателя уже в 10 см не превышает уровня естественной напряженности магнитного поля Земли!

Сердечные заболевания (да и не только) от линейных двигателей случаются у тех, кто продолжает втихую продавать менее точные и менее производительные устаревшие станки с обычными приводами. В том, что магнитные поля от линейных двигателей лишь чуть-чуть больше уровня полей от обычных двигателей, можно удостовериться с помощью обычного копеечного школьного компаса. Попробуйте!

Одно из преимуществ линейных двигателей - отсутствие зазоров и, как результат, отсутствие мертвых ходов и повышенная точность. Но продавцы станков с приводами на основе шаровинтовых пар (ШВП) утверждают, что их ШВП - беззазорные и что у этих приводов такая же точность. Кроме того, утверждается, что точность станка зависит, в основном, от точности измерительных линеек. Так ли это?



### Эти утверждения противоречат как законам физики, так и здравому смыслу. А уж физику никто не отменял!

(1) Без зазора нет движения. И не может быть. Так называемые "беззазорные ШВП" - это рекламное название ШВП с уменьшенным зазором. Такие ШВП изготавливают, как говорят, "в натяг". В результате зазор уменьшается. Но зато растет трение. Результат: большая неравномерность подачи и повышенный износ. А что такое "изношенная ШВП", и "как просто" ШВП отремонтировать, спросите у опытного заводского механика. И повторимся - без зазоров ШВП работать не может!

(2) Линейный датчик положения ("линейка") - это лишь контролируемый орган. Линейка "сообщает" ЧПУ (управляющему органу), куда привод (исполнительный орган) на самом деле подал деталь или инструмент. Линейка не устраняет мертвые ходы и другие неравномерности подачи, а также недоходы или перебеги. Точность и равномерность подачи зависит, прежде всего, от качества привода - исполнительного органа! Даже лучший привод с ШВП значительно уступает по всем показателям линейным приводам. И тут ничего не поделаешь, ибо причина - врожденные конструкционные пороки ШВП-приводов (большое количество промежуточных элементов, наличие зазоров, резко меняющееся трение во множестве сопрягаемых деталей, погрешности в шаге винта и многие другие).



Говорят, что линейные двигатели греются, и из-за этого снижается точность обработки. Правда ли это?



### Все как раз наоборот! В отличие от приводов с ШВП, линейные двигатели "СОДИК" практически не греются!

Греются нагруженные шаровинтовые пары. В постоянно нагруженном приводе оси Z электроэрозионных станков за полчаса работы ШВП нагревается примерно на 15 °С. В постоянно нагруженных линейных приводах "СОДИК" (ось Z) применена эффективная принудительная система охлаждения (защищена патентами). В результате нагрев привода - не более 2 °С.

Чтобы убедиться в этом не нужны дорогостоящие приборы. Пощупайте рукой корпус головки там, где находится двигатель оси Z после часа работы станка. Это гораздо достовернее, чем разные домыслы!

# Sodick

## ЭЛЕКТРОЭРОЗИОННЫЕ СТАНКИ "СОДИК"

Первые и единственные в отрасли электроэрозионные станки с ультрапрецизионными линейными двигателями.

Все остальное - прошлый век!



линейные двигатели - будущее станкостроения!

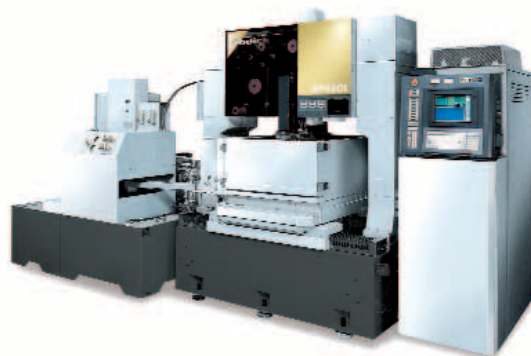
### Будьте первыми!

Вызывающе совершенны!

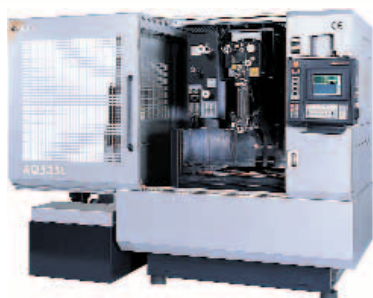
Координатно-прошивочная электроэрозионная обработка. Быстрее и качественнее скоростного фрезерования! Один "линейный" ЭЭ станок вместо двух обычных. Износ электрода значительно меньше, чем у самых дорогих европейских станков.

Проволочно-вырезная электроэрозионная обработка. Поверхность 7-го класса шероховатости - всего за два прохода вместо трех! Поверхность 9-го класса шероховатости - за три прохода вместо пяти-шести! Высочайшая точность.

Уже 9 лет ЭЭ станки **SODICK** подтверждают в России (СНГ) свое высочайшее качество. **Гарантия на 2 года!**



Оперативное и эффективное техническое обслуживание - спросите у наших Покупателей! Стабильное снабжение частями и материалами!



Всем, кто заинтересован в развитии собственного производства и в приобретении по-настоящему современного и совершенного оборудования!

Московский центр "СОДИК" демонстрирует ЭЭ станки с линейными двигателями с проверкой самыми сложными тестами. Предлагаем сравнить результаты тестов, полученные на станках фирмы SODICK и любых европейских ЭЭ станков. Гарантируем, что чем сложнее вырезаемый контур или прошиваемая полость, тем очевиднее пропасть между устаревшими станками с шаровинтовыми приводами и современными "линейными" ЭЭ станками. Надеемся, что результаты таких сравнительных испытаний станут широко доступны. В итоге, многие предприятия смогут сделать объективный выбор и сэкономить на приобретении современного оборудования, не переплачивая за "технические новинки" позавчерашнего дня.



### ЭЛЕКТРОЭРОЗИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ БУДУЩЕГО ИЗ ЯПОНИИ

Прошивочные и вырезные ЭЭ установки SODICK с высокоточными и динамичными линейными сервоприводами, ЭЭ "супердрели". ГАРАНТИЯ - 2 ГОДА. Доставка со складов в Гамбурге или в Москве (за рубли) в течение 2 - 3 недель. Организация лизинга. Моментальная поставка расходных материалов и частей за рубли со склада в Москве. Лучшее в России (СНГ) оперативное техническое обслуживание оборудования.

Представительство в Москве:  
Тел.: (095) 725-3603, 214-9801.  
Факс: 214-1842.  
E-mail: [sodicom@sodick-euro.ru](mailto:sodicom@sodick-euro.ru)  
[www.sodick-euro.ru](http://www.sodick-euro.ru)  
Технический центр: (095) 964-2598.



# Двигатели 2002

## Международная выставка

ВВЦ  
16-20 апреля

Только здесь Вы сможете  
ознакомиться с новыми  
достижениями в области  
авиационного,  
космического,  
транспортного и  
индустриального  
двигателестроения  
ведущих стран мира

в рамках выставки  
научно-технический симпозиум:  
**Двигатель и ЭКОЛОГИЯ**

*Не пропустите шанс,  
планируйте свое участие  
в выставке "Двигатели 2002"*

В.М. Чуйко,  
президент АССАД

АССАД  
Ассоциация  
"Союз авиационного двигателестроения"

По вопросам выставки и симпозиума  
обращаться по адресу:  
105118, Москва, проспект Буденного, 19  
Тел./Факс: (095) 366-0916, 366-4588  
assad@assad.ru www.assad.ru

