

№2 (8) март-апрель 2000

Двигатель

Научно-технический журнал



**Как показали исследования
основным типом двигателя на
ближайшие 20-25 лет останется ЖРД**

РЕДАКЦИОННЫЙ СОВЕТ ЖУРНАЛА "ДВИГАТЕЛЬ"

Абрамов Г.А.,

директор Российского Речного Регистра

Анисин Д.Д.,

зам. руководителя Департамента мореплавания Минтранспорта РФ

Гриценко Е.А.,

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

Данилов О.М.,

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

Долецкий В.А.,

президент АО "Русские моторы", Ярославль

Жарнов В.М.,

ген. конструктор ПО "Минский моторный завод"

Зазулов В.И.,

гл. конструктор ОКБ "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 ММП "Салют" по науке, Москва

Кузнецов А.Н.,

зам. ген. директора Российского авиационно-космического агентства

Кутнев 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

Мышелов Е.П.,

декан фак. № 2 МАИ, ректор Международного инженерного университета

Романов В.И.,

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

Скибин В.А.,

директор ГНЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова

Степанков В.Г.,

председатель Совета директоров ОАО "Пермский моторный завод"

Троицкий Н.И.,

директор НИИ двигателей

Чепкин В.М.,

ген. конструктор ОАО "А. Люлька-Сатурн"

Черный В.С.,

начальник Департамента локомотивного хозяйства МПС РФ

Чуйко В.М.,

президент Ассоциации "Союз авиационного двигателестроения"

Шапошников Е.И.,

советник Президента РФ по авиации и космонавтике

УЧРЕДИТЕЛЬ
ООО "Редакция журнала "Двигатели"

ИЗДАТЕЛЬ
ООО "Редакция журнала "Двигатели"

РЕДАКЦИЯ

Главный редактор

Александр Бажанов

Заместитель главного редактора

Дмитрий Боев

Ответственный секретарь

Александр Медведь

Финансовый директор

Галина Чекина

Редакторы:

Андрей Касьян,

Людмила Клименко

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, Валерия Гурова,

Александра Медведя,

Владимира Палкина,

Владимира Романова

Адрес редакции журнала "Двигатель":

111250, Россия, Москва,

ул. Авиамоторная, 2

Тел.: (095) 362-39-25

Факс: (095) 362-39-25

E-mail: engine@ilm.net

<http://www.engines.da.ru>

.....
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

Рег. № 018414 от 11.01.1999 г.

Отпечатано на фабрике офсетной печати
г. Москва

Тираж 5000 экз.

Цена свободная

СОДЕРЖАНИЕ

2 Перспективные ЖРД России

А. Коротеев, Л. Самойлов

7 Идеи у нас хватает!

Интервью с Б. Каторгиным

10 "Воздушный старт" - высокая надежность

А. Карпов

12 Специализированный центр по испытаниям элементов конструкций из неметаллических композиционных материалов перспективных ракетных двигателей

В. Баскаков, Ю. Кочетков, В. Миронов

14 Будет ли летать "Протон"?

В. Рачук

16 Большое видится на расстоянии

В. Шерстянников

18 Резервы старейшего предприятия

В. Сазонов

19 Из истории ракетной техники

Д. Драгун, В. Кокорев

20 Международная выставка "Двигатели - 2000"

23 Высокоскоростные

обрабатывающие центры нового поколения

В. Бажанов, С. Гурычев

24 УМПО - вчера, сегодня, завтра

В. Лесунов

26 Если сварка -

то электронно-лучевая

Ю. Елисеев, В. Гейкин, В. Поклад

29 Криогенные газотурбинные двигатели из Самары

Е. Гриценко, В. Орлов

32 Семейство ТВ3-117

П. Изотов, Д. Изотов

35 Так мы начинали

Ю. Янкевич, А. Ермаков

38 Из искры возгорится пламя?

39 Тот самый "НК"

Н. Александров

46 Электроэрозионные станки фирмы Sodick



ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ЖРД РОССИИ

Центр Келдыша:
Анатолий Коротеев,
 директор, академик РАН
Леонид Самойлов, к. т. н.

Вполне очевидно, что развитие маршевых двигательных установок для средств выведения неразрывно связано, и особенно в долгосрочной перспективе, с совершенствованием самих средств выведения. В общем, можно сказать, что все будет определяться целями мировой космической деятельности. По оценкам специалистов, в 2000-2010 гг. ожидается:

- почти 1000 пусков ракет-носителей (РН) различных классов, в том числе около 20 % для вывода космических аппаратов (КА) на геостационарные орбиты (ГСО);
- каждый второй из выводимых 2000 КА будет коммерческим;
- стоимость КА, запускаемых ежегодно, составит около \$4-5 млрд.

Кроме того, будет продолжена реализация крупномасштабного международного проекта МКС "Альфа" стоимостью в десятки миллиардов долларов. Пилотируемая экспедиция на Марс, создание и эксплуатация базы на Луне, энергообеспечение Земли из космоса, борьба с метеоритной опасностью, удаление особо опасных отходов и космический туризм - проекты не столь уж отдаленного будущего. Примечательно, что число стран, впервые ставших владельцами КА, за последние 15 лет увеличилось вдвое (с 15 до 30).

Дальнейшее развитие мировой космической деятельности сдерживается высокой стоимостью выведения КА (\$5000...10 000 за один килограмм при выводе на низкую круговую орбиту) и недостаточной надежностью средств выведения. Так, каждый 20...30-й полет является аварийным, при этом в 50 % случаев - по вине двигательных установок (ДУ). Стоимость одной аварии РН тяжелого класса, включая потерю КА, составляет \$300...700 млн, что превышает стоимость разработки мощного ЖРД (тягой 200...250 тс). Экономические поте-

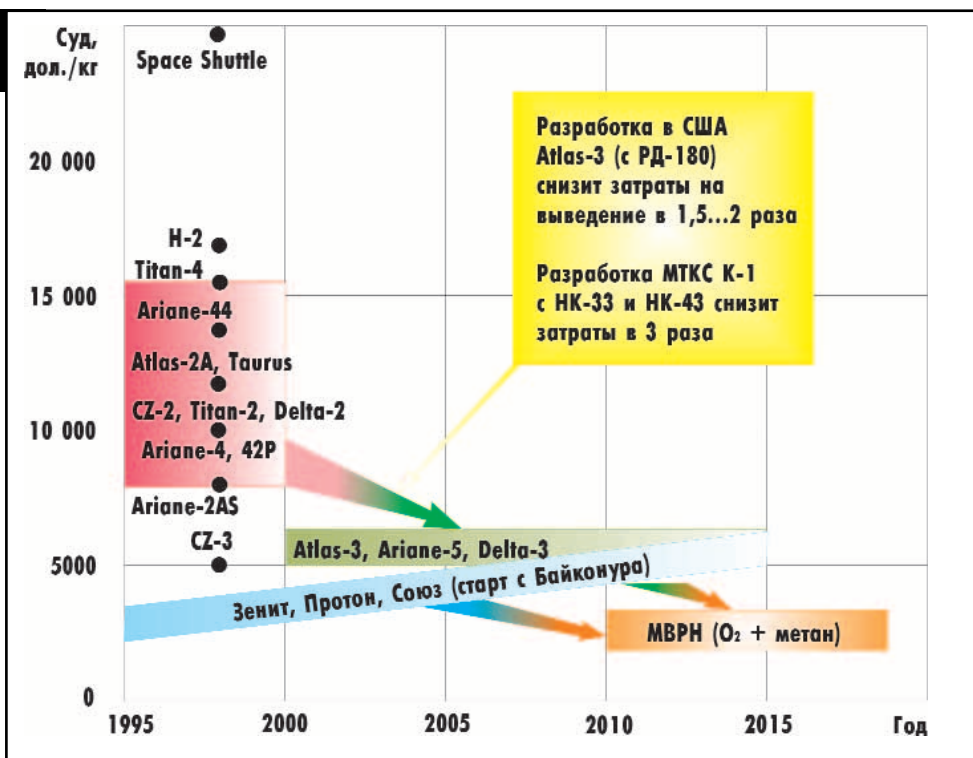
20-25 лет останется ЖРД. Иные ДУ, например, гиперзвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ГПВРД), использующие атмосферный воздух в качестве окислителя и обещающие значительное уменьшение стартовой массы, требуют решения ряда сложнейших проблем. Это проблемы, связанные в первую очередь с разработкой конструкций ДУ и летательного аппарата в целом, работающих в условиях высоких скоростных напоров и аэродинамического нагрева (1500 К и более). Эти проблемы отодвигают реализацию ГПВРД на более отдаленное будущее.

В настоящее время за рубежом ведется активная целенаправленная работа по созданию новых одноразовых систем выведения ("Ариан-5", семейства РН "Дельта-4", "Атлас-5" и Н-2А) на базе ЖРД. Характерными особенностями большинства из них являются:

- создание ДУ центральных ступеней на новых ЖРД, использующих высокоэффективное кислородно-водородное топливо, при этом обращается особое внимание на снижение стоимости и повышение надежности ЖРД (программа IHPRT в США). В состав ДУ, как правило, включают один двигатель большой тяги (RS-68 тягой 294 тс; RS-76 тягой 373 тс; ЖРД для ВА-1 тягой 635 тс);
- широкое использование дешевых и надежных бустерных ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ), число которых варьируется от 0 до 6, что позволяет при минимальных затратах получить семейство носителей различной грузоподъемности;
- формирование тяжелых РН из двух или трех центральных блоков.

Во всем мире признан высочайший уровень российского ракетного двигателестроения. Подтверждением этому служит разработанный в НПО "Энергомаш" в 1975-1985 гг. двигатель РД-170, работающий на кислородно-керосиновом топливе и не имеющий себе равных в мире по уровню достигнутых параметров и энерго-массовым характеристикам. Недаром активизировалась деятельность зарубежных фирм по использованию российских двигателей на модификациях ракет-носителей США. Так, двигатель РД-180, разрабо-

Рис. 1



ри, например, в результате катастрофы "Спейс Шаттл", превысили \$2 млрд. Помимо этого аварии приводят к задержке выполнения программ до полутора-двух лет и снижению конкурентоспособности.

Таким образом, приоритетными требованиями к перспективным средствам выведения (СВ) являются повышение их надежности и уменьшение стоимости выведения КА.

Как показали исследования, проведенные в российских НИИ и КБ, основным типом двигателя для перспективных СВ на ближайшие

таннный в НПО "Энергомаш" и являющийся дальнейшим развитием РД-170, предназначается для использования на ракете-носителе "Атлас-2AR" фирмы "Локхид-Мартин". Применение РД-180 позволит значительно увеличить энергетические возможности носителя. В США предполагается использовать также двигатели НК-33 и НК-43, которые были разработаны в начале 1970-х гг. для советской лунной ракеты Н1. После заключения договора с корпорацией "Аэроджет" эти ЖРД проходят доработку для последующей установки на многоразовом носителе К-1 компании "Кистлер Аэроспейс". Широкое использование этих дешевых (по мировым ценам) и высокоэффективных ЖРД, созданных в России, позволит значительно снизить стоимость выведения КА.

Большое внимание уделяется снижению стоимости изготовления ступеней РН, затрат на подготовку и проведение пусков. В результате должно быть получено примерно 1,5...2-кратное снижение стоимости выведения и повышение надежности зарубежных РН до уровня таких российских ракет, как "Союз" и "Протон" (рис. 1).

В несколько более отдаленном будущем предусматривается замена бустерных РДТТ многоразовыми ускорителями на ЖРД, а также многоразовыми одно- и двухступенчатыми системами ("Венчур Стар" и др.). Их применение должно снизить стоимость выведения еще в 5...10 раз.

Характерной особенностью подобного пути развития одно-разовых систем выведения является увеличение числа потребных зон для падения отработавших ступеней. Каждый из вариантов с дополнительными ускорителями приводит к двум дополнительным зонам увеличенного размера для падения бустерной и первой ступеней. В итоге для семейства РН на базе двухступенчатого носителя вместо одной зоны требуется от двух до шести зон в зависимости от числа бустерных ускорителей.



При береговом расположении стартового комплекса, что характерно для зарубежных космодромов, это не имеет значения; для внутриконтинентального расположения космодромов России это является практически неприемлемым, особенно если учитывать требования запусков РН под различными азимутами.

Что касается высокоширотного (62,8°) российского космодрома "Плесецк", то (при равных энергетических параметрах ЖРД, что становится характерным для современного этапа) для выведения на геостационарную орбиту (ГСО) космических аппаратов одинаковой массы требуется увеличение мощности ДУ отечественных СВ на 30...40 % по сравнению с зарубежными, находящимися в основном вблизи экватора. Ранее этот неблагоприятный фактор парировался существенно большей эффективностью отечественных ЖРД (РД-170 и др.) по сравнению с зарубежными двигателями (удельный импульс больше на 30...35 с). Однако широкое применение кислородно-водородного топлива в современных зарубежных РН ("Ариан-5", "Дельта-4", Н-2А) и отсутствие его в отечественных проектах существенно ухудшило сравнительную картину.

НЕКОТОРЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЖРД

Таблица 1

Характеристика	Замкнутая схема с окислительным ГТ		Замкнутая схема с восстановительным ГТ
	О ₂ +РГ-1	АТ+НДМГ	
Компоненты топлива	О ₂ +РГ-1	АТ+НДМГ	О ₂ +СН ₄
Состав генераторного газа	О ₂ - 91 %; Н ₂ О - 4 %; СО ₂ - 5 %	О ₂ - 6 %; NO ₂ - 73 %; N ₂ - 6 %; Н ₂ О - 4 %; N ₂ О ₄ - 2 %; СО ₂ - 6 %; HNO ₃ - 4 %	О ₂ - 0 %; СН ₄ - 55 %; Н ₂ О - 6 %; Н ₂ - 24 %; СО ₂ - 3 %; СО - 12 %
Окислительный потенциал	О ₂ - находится в свободном состоянии (Δτ _{возг} = -300К по сравнению с АТ)	О ₂ - находится в связанном состоянии (Q*M+AT ≈ 0,6 QM+O ₂)	О ₂ - отсутствует
Требования по обеспечению чистоты баков	0,05...0,1 мг/м ²	5,0...7,0 мг/м ²	3,0...5,2 мг/м ²
Тротильный эквивалент	2,0	1,72	2,06
Время протекания аварии газового тракта до потери герметичности, с	< 0,06 (~40 % аварий)	0,02...0,12	0,1 (без вскрытия газового тракта)
Быстродействие САЗ по отсечке топливных магистралей	**0,08...0,1 с, в перспективе - 0,06...0,08 с	**0,08...0,1 с, в перспективе - 0,06...0,08 с	**0,08...0,1 с, позднее - 0,06...0,08 с
Коэффициент охвата САЗ	0,5...0,6	0,7...0,8	0,90...0,95
Последствия аварий (после отключения САЗ топливных магистралей)	САЗ не срабатывает (Δτ _{САЗ} > Δτ _{АВ}), разрушение ДУ, отсека и блока (при наличии инициаторов)	Разрушение двигателя, обгар конструкции отсека и затухание процесса	Разрушение двигателя без вскрытия газового тракта и затухание процесса
Математическое ожидание количества отказов на 1000 полетов блока "И"	10...40 (Р-0124)	—	1...5 (РД-0143)

Примечания:

АТ - азотный тетроксид; НДМГ - несимметричный диметилгидразин; САЗ - система аварийной защиты; блок "И" - третья ступень РН "Союз";

* - теплосодержание продуктов сгорания металлов в АТ или О₂;

** - без учета необходимости снижения гидроударов и их воздействия на двигатель и РН в целом

Таким образом, для перспективных отечественных СВ однократного использования, особенно среднего и тяжелого классов, при отказе от применения бустерных РДТТ и для парирования неблагоприятного географического фактора требуется разработка маршевых ДУ с существенно большей тягой или использование в ДУ нескольких двигателей, т.е. переход к использованию многодвигательных установок на базе модульных ЖРД.

Исходя из изложенного Центром Келдыша и ЦНИИМаш была предложена "Концепция развития системы средств выведения Российской Федерации на период после 2005 г."

В основу "Концепции" положены основные принципы:

- безусловное обеспечение гарантированного и независимого доступа в космическое пространство с территории Российской Федерации;
- обеспечение в долгосрочной перспективе высокой конкурентной способности отечественных СВ на мировом рынке космических услуг.

Определяющим шагом при этом является разработка и последующее широкое применение двухступенчатых носителей с первой многоразовой крылатой ступенью (рис. 2), что может обеспечить:

- снижение затрат на выведение в ~2 раза;
- практически полное решение проблем с выделением зон под падение отработавших ступеней и снятие жестких ограничений по трассам полетов, что позволит перенести пуски носителей с космодрома Плесецк в Капустин Яр и обеспечит при этом 15...20-процентное увеличение их энергетических возможностей.

предусматривается создание демонстрационного образца кислородно-водородного ЖРД с кратностью использования до 100 раз и снижением стоимости обслуживания в 10 раз при одновременном снижении стоимости разработки и изготовления (рис. 3).

Переход к многоразовой первой ступени приведет к увеличению стартовой массы РН на ~30 %, что потребует увеличения тяги ДУ этой ступени. Необходим переход к многодвигательной установке. Таким образом, важнейшей задачей отечественного ракетно-космического двигателестроения на современном этапе следует считать разработку резервированной многодвигательной установки с использованием ЖРД многоразового применения. К требованиям, которым должна удовлетворять такая ДУ, можно отнести следующие:

- отказ одного двигателя не должен приводить к срыву программы полета;
- кратность использования ДУ на первом этапе должна составлять 10-15, в последующем - 50-100;
- стоимость межполетного обслуживания ДУ не должна превышать 3 % стоимости ДУ с последующим снижением до 0,5 % и менее.

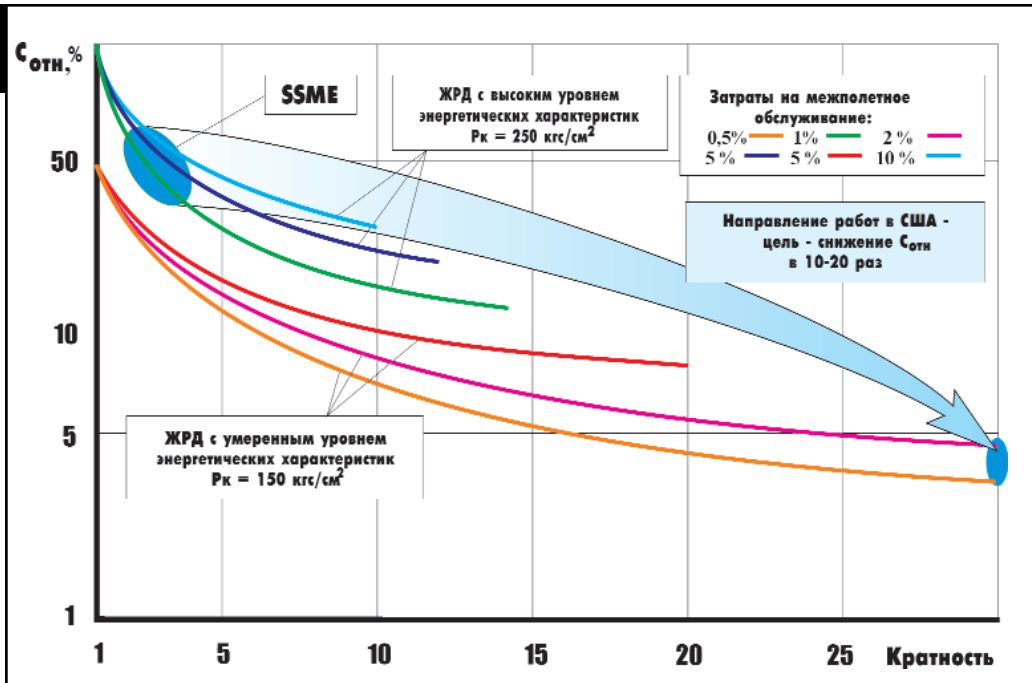
Одним из возможных путей решения поставленной задачи является разработка ЖРД нового поколения по схеме с восстановительным газогенератором. Для данной схемы характерна достаточно высокая вероятность неинтенсивного развития аварийных процессов (период развития которых превышает 0,1...0,5 с). При таких авариях, как правило, не происходит внешнего разрушения газового тракта (табл. 1). Все это способно обеспечить эффективную работу систем аварийной защиты с одновременным повышением коэффициента охвата аварийных ситуаций до 0,9...0,95. Открывается путь к созданию и успешной эксплуатации резервируемых ДУ, что подтверждено, в частности, опытом эксплуатации РН "Сатурн-V".

Указанная особенность ЖРД с восстановительным газогенератором, особенно в сочетании с применением открытой схемы двигателя с выбросом газогенераторного газа или перепуском его в сопло, является особенно важной для разработки новых носителей, предназначенных для доставки экипажей на международную космическую станцию и выведения перспективных пилотируемых аппаратов различного назначения.

Аварийные процессы, развивающиеся с высокой интенсивностью и имеющие взрывной характер ($t = 0,001...0,002$ с), практически полностью исключают возможность спасения космонавтов, поскольку осуществить аварийное отделение отсека с экипажем в этих условиях нельзя.

В настоящее время в мире существуют только два носителя, которые обеспечивают выведение экипажей в космос: это отечественная РН "Союз" и американский "Спейс Шаттл". Вялое развитие аварийных процессов в двигателях РН "Союз", для которых характерны невысокая напряженность параметров, открытая схема двигателей и применение газогенератора с восстановительным генераторным газом, позволило реализовать эффективную систему аварийного спасения экипажа, что и было неоднократно подтверждено в процессе 30-летней эксплуатации этого носителя и его прототипов. Взрывной же характер аварии носителя "Спейс Шаттл" с кораблем "Челленджер" привел к гибели всего экипажа.

Применение ЖРД с восстановительной схемой газогенерации позволяет значительно снизить остроту проблемы возгорания кон-



Необходимо отметить, что создание многоразовых первых ступеней не требует решения новых научных и технических проблем и может быть успешно решено на современном уровне развития отечественной авиационной и ракетной техники.

Задел, накопленный при разработке орбитального корабля "Буран", проработки возвращаемых крылатых ступеней в авиационных КБ, системы ММКС в РКК "Энергия", где в качестве первой многоразовой ступени рассматривался модифицированный ОК "Буран", а также последние проработки ГКНПЦ им. М.В. Хруничева по РН "Ангара" легкого класса с многоразовой первой ступенью показали реальность решения поставленной задачи.

Определяющим звеном при этом будет создание многоразовой и надежной ДУ на базе ЖРД, и эта задача на сегодняшний момент еще не может считаться решенной. Единственный эксплуатируемый в мире многоразовый ЖРД SSME системы "Спейс Шаттл" далеко не выполняет требования ТЗ по ресурсу (почти в 10 раз) и стоимости межполетного обслуживания. Недаром в США по программе IHPRT

Рис. 3

струкционных материалов в среде генераторного газа с высоким окислительным потенциалом. Это создает предпосылки для отказа от применения более дорогих конструкционных материалов и технологических процессов и открывает возможности уменьшения стоимости выведения на 10...15%, несмотря на снижение энергетических параметров ЖРД и РН из-за перехода к менее энергетически эффективной схеме ЖРД.

Как показывают расчетно-теоретические, экспериментальные и проектные исследования, ресурс работы турбомашин в определяющей степени зависит от уровня их энергонапряженности. Поэтому высокая энергонапряженность агрегатов, в первую очередь ТНА современных наиболее энергетически эффективных ЖРД РД-170, РД-180, РД-191, ставит под сомнение возможность достижения высокой кратности (до 25-30) использования подобных двигателей и низкой стоимости (менее 1...2% стоимости изготовления) межполетного обслуживания двигателя. Об этом свидетельствует опыт эксплуатации пока единственного в мире многоразового ЖРД SSME. Важнейшую роль в ограничении кратности использования ЖРД имеет циклическая усталость материала. Известно, что при многоцикловом нагружении предельное количество циклов (соответственно и время работы) элемента конструкции зависит, в частности, от уровня динамических напряжений в степенной зависимости (уравнения Веллера). Поэтому снижение энергонапряженности в 2 раза позволяет в принципе увеличить продолжительность работы ЖРД более чем на порядок (рис. 4).

В табл. 2 показано, что с переходом к открытой схеме ЖРД с уровнем давления в камере сгорания 140...150 кгс/см² возникает возможность в 2...2,5 раза снизить давление за насосами и потребляемую мощность турбины по сравнению с параметрами двигателя РД-191 из семейства РД-170. т.е. создать ЖРД с очень высоким ресурсом работы и кратностью использования до 30...40. В сочетании с использованием криогенных компонентов топлива (жидкий кислород и жидкий метан), создающих условия для минимального межпо-

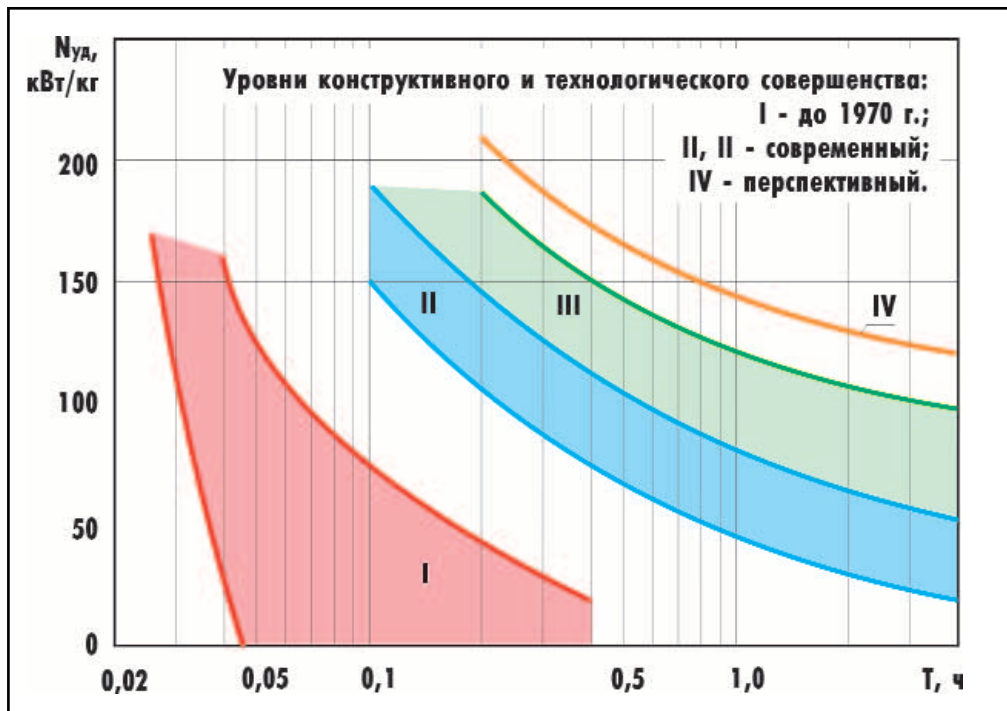


Рис. 4

летного обслуживания ЖРД, появляется возможность снижения затрат (по линии ДУ) на один полет в 20...30 раз (см. рис. 3).

Следует отметить, что при проработках двигателей для перспективных многоразовых средств выведения разработчики США идут практически по аналогичному пути (снижение уровня напряженности агрегатов и создание ЖРД многоразового использования с переборкой после 30-40 полетов).

Результаты расчетно-теоретических и экспериментальных исследований, выполненных Центром Келдыша с учетом опыта проектных разработок КБХА и НПО "Энергомаш", позволили сделать вывод о том, что поставленная задача с наибольшим эффектом может быть решена путем разработки ЖРД нового поколения, использующего топливную пару "кислород и сжиженный природный газ" (СПГ), причём в составе СПГ должно быть 98% метана.

Применение данной топливной пары обеспечивает:

- возможность разработки высокоэффективного ЖРД по схеме с восстановительным газогенератором;
- создание двигателей многоразового использования с минимальным объемом межполетного обслуживания.

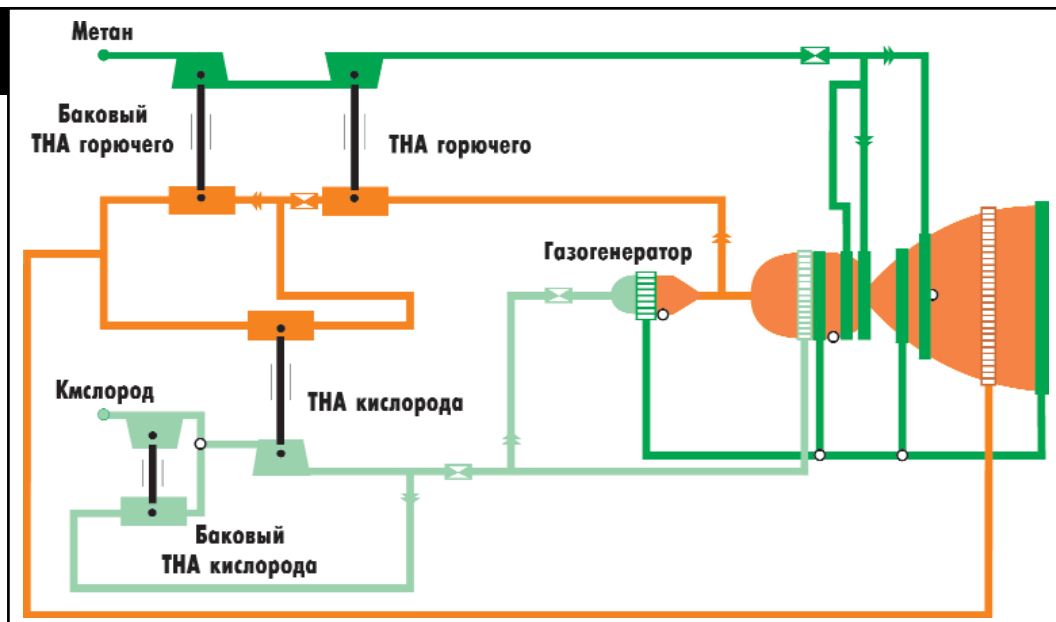
Пара "кислород и СПГ" имеет невысокую стоимость и широкие

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЖРД

Таблица 2

Характеристика	РД-253	РД-191	РД-М
Компоненты топлива	АТ+НДМГ	О ₂ +РГ-1	О ₂ +СН ₄
Схема двигателя	СДГГ	СДГГ	БДГГ
Тип газогенерации	ОГГ	ОГГ	ВГГ
Тяга, тс			
- на Земле	150	185	180
- в пустоте	167	201,6	200
Удельный импульс тяги, с			
- на Земле	285	309,5	306,3
- в пустоте	316	337	340
Давление в камере сгорания, кгс/см ²	150	247,2	140
Давление за насосами, кгс/см ²			
- окислителя	320	599	222
- горючего	360	780	306
Мощность турбины, кВт/кг	30	52,4	25
Удельная мощность ТНА, кВт/кг	75	127	63-83
Время работы в полете, с	115	~200	200
Проектная надежность	0,99	0,999	0,999
Эксплуатационная надежность	0,9987	—	—

БДГГ - без дожигания генераторного газа (ГГ); СДГГ - с дожиганием ГГ; ВГГ - восстановительный газогенератор; ОГГ - окислительный газогенератор.



перспективы использования в других отраслях (авиация, железнодорожный и автомобильный транспорты). Хотя в России пока практически отсутствует инфраструктура использования сжиженного природного газа, однако имеющаяся практика эксплуатации криогенных компонентов (кислород, водород), а также богатый мировой опыт производства и транспортировки СПГ позволяют сделать вывод о возможности создания необходимой инфраструктуры при сравнительно небольших затратах.

Наиболее целесообразной схемой маршевого ЖРД для средств выведения нового поколения является открытая, незамкнутая схема с восстановительным генераторным газом (рис. 5). Для уменьшения потерь удельного импульса тяги целесообразно применить перепуск отработанного генераторного газа в сопло. В итоге выполнения научно-исследовательских, расчетно-теоретических и экспериментальных

технически эффективный запуск как пилотируемых объектов, так и уникальных дорогостоящих космических аппаратов большой массы.

В заключение необходимо отметить, что использование основных положений разработанной Центром Келдыша "Концепции" открывает перспективы создания нового поколения маршевых много-разовых двигателей, обеспечивающих:

- высокую надежность;
- простоту межполетного обслуживания и многократность использования;
- формирование многодвигательных резервируемых ДУ.

На базе подобных ЖРД (табл. 3) могут быть разработаны новые, экологически безопасные, не требующие зон отчуждения, надежные и экономически эффективные РН с первой многократной ступенью, обеспечивающие снижение стоимости вывода КА почти вдвое.

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ЖРД НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

Таблица 3

Характеристика	РД-191	РД-М
Схема	Замкнутая с ОГГ	Открытая с ВГГ с перепуском в сопло
Давление в КС, кгс/см ²	240...250	140...160
Трудоемкость изготовления двигателя, тыс. н/ч	90...120 (отработка); 45...55 (серия)	60...70 (отработка); 30...35 (серия)
Количество двигателей на отработку, шт	25 - 30*	27
Продолжительность разработки, годы	3 - 4*	3,5 - 4,5
Кратность использования в полете, раз	5 - 10	25 - 30
Охват аварийных ситуаций, %	60	95
Аварийность (ДУ из 6 дв.), раз на количество пусков	ДУ без резервирования 1 / 30	ДУ с резервированием 1 / 1000 - 1 / 1500
Относительная стоимость жизненного цикла двигателя	1,0	0,5

* При наличии прототипа указанные показатели могут быть уменьшены до 10...15 штук и 2...3 лет, соответственно.

Применение многократного ЖРД нового поколения по сравнению с использованием существующих или созданных на базе существующих одноразовых ЖРД, что предлагается в ряде КБ, позволит сократить годовую программу производства ЖРД (тягой ~180 тс) со 180-200 до 60-70 шт./год, т.е. в ~3 раза, что может быть обеспечено мощностями одного завода, например Воронежского механического завода, и обеспечит двукратное снижение стоимости выведения полезной нагрузки.

DIGEST

ADVANCED LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINES OF RUSSIA

Future progress of space projects in the world is limited by high cost of space vehicle orbit injection and insufficient reliability of injection aids. About half of accidents is caused by powerplant faults. As this takes place, losses are about 300 ... 700 mill. dollars.

The leading engine for advanced orbit injection systems within the nearest 20-25 years will still remain a liquid-propellant engine. Nowadays, foreign companies are actively developing new one-shot orbital injection systems using highly efficient lox/liquid hydrogen engines as well as solid-propellant rocket booster engines. Another important direction of their research works is the development of recoverable liquid-rocket engines and launcher stages. Therefore, gained advantages of Russian orbital injection systems using perfect but day-by-day becoming obsolete liquid-propellant engines can be lost.

Theoretical investigations, computations and tests of Keldysh Center with due account of design works of KBKhA and NPO "Energomash" make possible to conclude that Russia can hold advantage-ground and be competitive by the development of a recoverable liquid-rocket engine of the next generation which is fueled by lox/liquid natural gas.

ИДЕЙ У НАС ХВАТАЕТ!

Гордость нашей страны, химкинское НПО "Энергомаш" им. В.П. Глушко, ведет свою историю с 15 мая 1929 года. Именно тогда в ленинградской Газодинамической лаборатории (ГДЛ) была организована двигательная группа, позднее развернувшаяся в НПО "Энергомаш", которое со временем превратилось в ведущего разработчика российских жидкостных ракетных двигателей большой мощности. За 70 лет своей деятельности энергомашевцы создали более 50 ракетных двигателей, обеспечивших выполнение большинства отечественных космических программ, а в настоящее время - и программ международных. Так, РД-180 устанавливаются на американской ракетеносителе (РН) "Атлас-III", а РД-171 - на РН "Зенит-2", созданной в рамках международной программы "Морской старт".

Генеральный конструктор, генеральный директор НПО "Энергомаш", член-корреспондент РАН Борис Иванович Каторгин любезно согласился ответить на вопросы корреспондента нашего журнала.

"Двигатель": Почему Ваше КБ специализируется именно на разработке мощных двигателей для РН? В чем специфика создания таких двигателей?

Борис Каторгин: В современной обстановке, когда рынок диктует свои условия, мы так же, как и практически каждое ОКБ, имеющее соответствующую конструкторскую базу, готовы взяться за любую работу, естественно, своего профиля. Исторически "Энергомаш" специализировался на ЖРД для первых и вторых ступеней РН, т.е. изначально ему была поставлена задача создания мощных двигателей. Двигатель первой ступени концентрирует в небольшом объеме огромную мощность. Так, РД-170 имеет тягу у земли 740 тс, что соответствует мощности трех ледоколов "Сибирь". Все элементы конструкции ЖРД высоко напряженные. Здесь я хочу оговориться: запасы прочности в каждом конкретном агрегате мы закладываем такие, чтобы обеспечивалась высокая надежность. И это специфика нашего КБ - умение создать конструкции, способные обеспечить в каждом конкретном узле необходимые запасы прочности.

"Д": Кроме создания ЖРД по ТЗ главных конструкторов РН, одно из подразделений вашего КБ занималось инициативной разработкой перспективных двигателей (в журнале "Двигатель" уже рассказывалось об одном из них, использующем фтор в качестве окислителя). Какие проблемы встают перед генеральным конструктором при планировании поисковых работ?

Б.К.: У генерального конструктора должны быть свободные деньги, хотя бы в небольшом количестве, которые он может пустить на реализацию перспективных идей. Сегодня рынок диктует такие требования. Раньше, в условиях социализма, мы выполняли по заданиям ракетчиков конкретные задачи, создавали конкретные двигатели, но было и довольно большое финансирование перспективных разработок новых технологий, новых направлений в двигателестроении. Осваивались новые компоненты, исследовалась специфика работы агрегатов.

Зачастую такие научно-исследовательские работы не привязывались к конкретным РН или космическим аппаратам. Они делались на перспективу. Каждый генеральный конструктор имел возможность проводить необходимые исследования, он планировал соответствующие затраты, и государство работы финансировало. За это оно получало соответствующую отдачу в виде огромного числа новых идей и новых проектов.

Вот уже десять лет, как нет той системы, но обширный задел, огромная наработка, которые были в то время сделаны, позволяют и сегодня создавать передовые двигатели, и все благодаря тому, что основы для них были заложены десятки лет назад. Вот какой могучий фундамент был нами сделан.

И сейчас, разрабатывая конкретный двигатель для конкретного заказчика, часть прибыли, получаемой от этих работ, мы направляем на



реализацию новых идей. Однако теперь мы не можем себе позволить начинать "с нуля" и проектировать полноразмерный двигатель (как раньше), а, "вкладывая" науку, разрабатываем лишь отдельные узлы нового двигателя, его компоненты. Мы создаем и экспериментальные образцы двигателей, но, как правило, меньшего размера, чем натурные - это дешевле. Потом проводим на них огневые испытания. По такому принципу, к примеру, мы ведем разработку трехкомпонентного двигателя. У него огромная перспектива, но "государственных" денег нет. Делаем все за счет внутренних резервов, которых у нас немного. Наверно, каждый генеральный конструктор сегодня мечтает о том, чтобы было как можно больше средств, а идей-то у нас хватает.

Наша деятельность, как правило, тесно кооперирована с поставщиками ряда систем, многие работы надо проводить совместно со смежниками, которым надо платить деньги. И здесь возникает ряд проблем. Тем не менее, мы преодолеваем все трудности. Вы знаете, в то время как многие совсем "опустили руки", наше КБ победило в конкурсе, разработало и поставило в Америку новый двигатель.

Помимо новых разработок мы занимаемся и модернизацией существующих кислородно-керосиновых двигателей, которые имеют большие резервы для повышения эффективности, экономичности и надежности.

"Д": А что делается по созданию многофазовых двигателей?

Б.К.: Когда наша страна создавала систему "Энергия-Буран", то уже тогда предполагалось, что боковые ускорители, а вместе с ними и ЖРД, должны быть спасаемыми для многократного их использования. Перед нами была поставлена задача: сначала отработать двигатель на десять полетов, затем на двадцать. Таким образом, еще в середине 80-х годов предполагалось многофазовое использование ЖРД. Сегодня двигатели, применяемые на российских (РД-170), а также на американских (РД-180) носителях, уже могут быть отнесены, по крайней мере, к "неодноразовым". Дело в том, что на некоторых ЖРД мы нарабатываем на испытаниях по восемь полных ресурсов. Следовательно, по

своим конструктивным параметрам они могут быть использованы как многоразовые. Сегодня такая "многоразовость" обеспечивает повышение надежности, но для достижения истинной многоразовости, без кавычек, требуется провести некоторые дополнительные работы. Однако основы уже заложены.

Ведется разработка сугубо многоразовых двигателей, так называемых трехкомпонентных. Мы их спроектировали для космической системы МАКС, главным разработчиком по которой является НПО "Молния" (генеральный конструктор Г.Е. Лозино-Лозинский). Экспериментальный трехкомпонентный двигатель, создаваемый нами для космического самолета, обязательно будет многоразовым. Помимо самолета этот двигатель может использоваться в ракетном варианте. Он позволит осуществить вертикальный старт, а после запуска спутника - возвращение носителя к месту старта и даже вертикальную посадку.

В США была похожая программа "Дельта Клиппер", были даже проведены эксперименты по вертикальному старту и посадке, но у них нет подходящего двигателя. Американцы продолжают работы по космическим многоразовым самолетам (X-33, X-34), для которых разрабатываются новые двигатели, называемые "двигателями с соплом внешнего расширения". Наши зарубежные коллеги занимаются как одноразовыми, так и многоразовыми системами. Конечно, и нам нельзя отставать.

"Д.": Двигатели для американских "шаттлов" изначально создавались как многоразовые, однако на практике у них выявилось много недостатков. Смогли бы двигатели вашего КБ стать многоразовыми для "шаттла"?

Б.К.: Конечно, американский двигатель относится к многоразовым. Правда, американцам в ряде случаев необходимо после полета проводить ремонтно-профилактические работы с заменой некоторых элементов или узлов. Что касается российской промышленности, то она могла бы создать и поставить для "шаттла" такой двигатель. В частности, кислородно-водородный двигатель такой размерности тягой 200 тс создало воронежское КБХА.

"Д.": Когда проводился конкурс в Америке на двигатель для "Атласа", РД-180 в металле еще не существовал. Как удалось убедить корпорацию "Локхид-Мартин" выбрать именно "энергомашевский" вариант?

Б.К.: Во-первых, мы вышли на конкурс вместе с американской компанией "Пратт Уитни" корпорации "Юнайтед технолоджиз", и это сильно помогло. Во-вторых, мы предложили двигатель РД-180, который базировался на многих конструкторских решениях, проверенных на РД-170 - самом мощном в то время (да и сейчас) ЖРД. В проекте мы показали, что на 70% используем решения, которые уже опробованы. Главный элемент - камера, очень сложный и ответственный агрегат, где ком-

поненты топлива сгорают при температуре более 3500 °С, заимствована от двигателя РД-170.

Серьезным аргументом в пользу нашего предложения была убедительная статистика по надежности тех агрегатов, которые определяют облик двигателя. Наш двигатель после изготовления и доставки на ракетный завод легко и просто стыкуется с ракетой по своим интерфейсам, и все - он готов к работе. Не требуются никакие дополнительные проверки, как у ракетчиков других стран, когда одновременно со сборкой носителя проходит "досборка" двигателя, что и усложняет подготовку, и удорожает запуск. Таким образом, по целому комплексу параметров и характеристик, от энергетических до эксплуатационных, мы оказались впереди, и весьма существенно.

"Д.": Сейчас идут переговоры между компаниями "Пратт энд Уитни" и "Снекма" о разработке нового кислородно-водородного двигателя. Не возникало ли желание поучаствовать в этом проекте? Как развивается сотрудничество с другими странами, разрабатывающими свои носители?

Б.К.: Что касается первой части вопроса - то нет. Дело в том, что такими двигателями мы не занимаемся. Ими занимается воронежское КБХА. Кроме того, двигатели на этих компонентах, правда, малой тяги, разрабатывает КБ химического машиностроения. Вот они могли бы попробовать войти в состав разработчиков нового двигателя.

Что касается второй части вопроса, то у нас, в НПО "Энергомаш", неоднократно бывали делегации из Японии. Не секрет, что у них не очень получается с двигателями. Мы предлагали им сотрудничество, но они от этого пока, мягко говоря, уходили. С Индией сотрудничество состоялось, помимо двигателей они хотели получить еще и технологии, но госдепартамент США воспротивился этому. Процесс замедлился, и для индийского разгонного блока передавались готовые изделия без технологий.

"Д.": В названии Вашего объединения присутствует слово "научно". Насколько тесно взаимодействие "Энергомаша" с научно-исследовательскими организациями, такими, например, как Центр Келдыша?

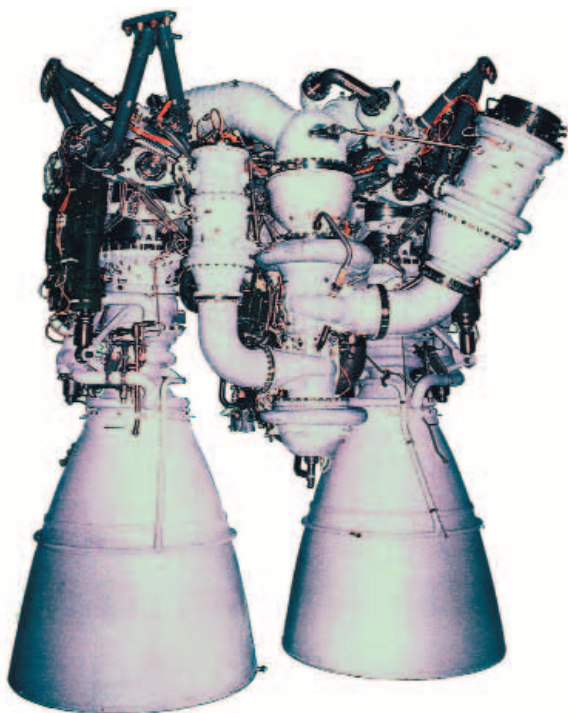
Б.К.: Центр Келдыша исторически является головным институтом по ракетному двигателестроению в нашей стране. Он куратор всех работ в Росийском авиационно-космическом агентстве. Он участвует во всех конструкторских разработках, осуществляет научное сопровождение многих перспективных проектов. У меня прекрасные отношения с директором Центра Келдыша академиком А.С. Коротеевым, а также с другими научно-исследовательскими организациями и их руководством. Конечно, это не означает, что мы следуем в фарватере чьих-либо мнений, когда надо - спорим, когда надо - соглашаемся, но всегда стараемся найти самое оптимальное решение.

"Д.": В свое время Ваше КБ занималось разработкой двигателей на ядерном топливе, однако пока они остаются экзотикой, достаточно далекой перспективой. Какова Ваша оценка возможности перехода на другие источники энергии?

Б.К.: Да, конечно, ЖРД, использующие энергию химических реакций, имеют ограничения. Прежде всего это касается максимального удельного импульса. Как известно, самый мощный ЖРД сейчас - это РД-170 тягой 740 тс. Созданием мощных двигателей занимаются американцы, и если у них что-нибудь получится, то мы у них поучимся... Но, по нашему представлению, в ближайшие 15 лет более мощный двигатель вряд ли потребуется.

Что касается полезных нагрузок, предназначенных для работы на геостационарной орбите, то их максимальная масса ожидается в пределах 4...6 т. Для их вывода потребуются новые носители, которые сейчас усиленно разрабатываются - "Атлас-5" и "Дельта-4" со своими модификациями. Ракеты станут "складываться" из унифицированных первых ступеней путем пакетирования. Подобную конструкцию из различных модулей будет иметь "Ангара", проектируемая Центром Хруничева. Модульность конструкции позволит набирать ту тягу, которая необходима для вывода конкретной полезной нагрузки: от небольших связанных спутников, выводимых на низкие орбиты, до тяжелых, доставляемых на геостационарную орбиту.

Что касается химических источников энергии, то для полноты картины следует вспомнить и о попытках использования в прежние годы свободных радикалов в качестве топлива. Теория была интересной, одна-



ко сохранять радикалы в исходном виде пока не научились и поэтому практического применения в двигателях они не нашли.

Ныне по-прежнему используется реакция горения, т.е. взаимодействие внешних электронных оболочек атомов, и выделяемая при этом энергия не превышает определенной величины. Реально на химических ЖРД имеется возможность получить удельный импульс до 500 с при использовании фтора в качестве окислителя. Двигатель на ядерном топливе с твердой активной зоной позволяет получить удельный импульс порядка 800...900 с. И, по крайней мере теоретически, можно получить импульс порядка 2500 с в двигателе с газофазной активной зоной. Существуют также двигатели электроплазменные, электротермические и другие, которые позволяют получить высокие удельные импульсы, но при очень малой тяге. Используются они, в основном, в разгонных ступенях космических аппаратов в дальнем космосе.

"Д": Ваше объединение, разрабатывая ЖРД, добились впечатляющих успехов. А не возникало ли желание заняться разработкой, например, двигателей для автомобилей, поскольку отставание России здесь значительное?

Б.К.: Конечно, мы оценивали свои возможности в плане создания двигателей других классов. Однако наша инфраструктура, наше оборудование, наша испытательная база не приспособлены для создания двигателей внутреннего сгорания. Для этого необходимо специальное оборудование и иные технологии. Кроме того, наше производство ближе к "штучному" - мы изготавливаем в год 5-6 двигателей РД-170. А создание автомобильных двигателей - это массовое производство, это другая инфраструктура производства. Я абсолютно уверен, что мы можем делать любые двигатели, в том числе и автомобильные, не хуже, чем их делают во всем мире. Надо, чтобы нашлись энтузиасты, нашлись соответствующие средства на наших моторостроительных заводах, где, как я считаю, работают высококлассные специалисты - они способны делать отличные двигатели.

"Д": А в чем, на ваш взгляд, причина бедственного положения в российской промышленности и что надо делать?

Б.К.: По моему, причина в той части нашей истории, которая закончилась с приходом 90-х. Вы помните, преобладающую роль тогда играл военно-промышленный комплекс. На него тратилась львиная доля средств. Поэтому мы сегодня видим, что наши военные комплексы находятся на высоком техническом уровне. Если бы в то время достаточное количество средств было отдано на развитие гражданского сектора, то и он сегодня выглядел бы лучше. А прошедшие 9-10 лет - очень малый срок для развития промышленности. Нужны или огромные инвестиции, или достаточно продолжительное время. Догонять очень трудно. Сейчас мы стоим перед дилеммой: надо или покупать лицензии, как это в свое время сделала Япония, или создавать совместные предприятия для получения инвестиций. В этом случае можно будет догнать кон-



курентов. Это все можно сделать, так как энтузиастов у нас в России огромное количество, многие из них будут работать по 20 часов в сутки. Тут проблем нет. Нам всегда нужна некая идея, некие инвестиции, некое "знание" и... вперед!

"Д": Кстати, о 20 часах в сутки. Как Вам удается совмещать должности генерального директора и генерального конструктора?

Б.К.: А также заведующего кафедрой МГТУ и члена-корреспондента РАН. Только за счет своего здоровья. Это, конечно, шутка. А вопрос очень сложный. Действительно, работа очень трудная, совмещать нелегко. С ностальгией вспоминаю прежние времена, тогда генеральный конструктор, будучи генеральным директором, не знал забот о финансировании, потому что оно было обеспечено.

Сейчас же огромное количество времени уходит на поиски новых работ, заказов. Был момент, когда госзаказ обнулится, мы все оказались на голом месте. Начали "бегать по миру", искать работу. Взглянув за конверсионные дела, но быстро

поняли, что на нашем оборудовании получится слишком дорого. Надо либо всех разогнать и поставить линию по изготовлению кастрюль, либо отказаться от этой идеи и делать наукоемкую продукцию - ту, которую мы умеем делать... Чтобы найти заказчиков, пришлось побегать по миру. В частности, нам удалось получить заказ по РД-180 для "Атласа"; это хороший объем работ. Мы имеем договоренность по ЖРД для "Морского старта". Наконец, нам заказана разработка двигателя РД-191 для РН "Ангара". Это наши главные достижения.

Но это не значит, что мы ничего больше не ищем. Свободных мощностей еще достаточно, есть у нас еще четыре филиала: в Омске, Перми, Самаре и Санкт-Петербурге. Имеются огромные возможности по расширению работ, и, чтобы не сокращать кадры, мы продолжаем искать заказы.

"Д": Да, нагрузка у Вас громадная. Как же Вы восстанавливаете свои силы?

Б.К.: Генеральным конструктором и генеральным директором работаю практически десять лет. За эти годы я существенно меньше стал кататься на лыжах, а вот охоту, в принципе, не признаю. Правда ружье есть, и пострелять люблю, но - по мишеням. Стрелять по зайцу я не буду, он мне не нужен, и вообще, пусть живет. На рыбалку хожу, только когда сыновья вытягивают. Основная забота - когда в выходные на дачу удастся попасть - это собаки. Они там мои главные друзья, ну да еще кошки. Жена и родственники поручают мужскую работу - кое-какой ремонт. Вот такой отдых.

Но главное для снятия усталости - успех, как результат напряженной работы.

"ВОЗДУШНЫЙ СТАРТ" -

ВЫСОКАЯ НАДЕЖНОСТЬ

Анатолий Карпов,

генеральный директор ЗАО

"Аэрокосмическая корпорация "Воздушный старт"

В настоящее время человечество запускает около сотни космических аппаратов различного назначения ежегодно. В связи с "промышленными" масштабами эксплуатации космоса особенно остро стоят две проблемы: экономичности и надежности ракетной техники. Обострившееся внимание мирового сообщества к экологическим аспектам привело к существенному росту стоимости каждого пуска ракеты-носителя (РН). Особенно сильно по "экологическим" причинам выросли расходы при аварийных пусках. Оплата отчуждаемых зон падения отработавших ступеней тяжким бременем ложится на стоимость каждого килограмма полезной нагрузки, выводимого на орбиту, да и сама по себе потеря РН вместе с космическим аппаратом, стоящим нередко десятки, и даже сотни миллионов долларов, умножает суммы убытков. Таким образом, надежность самым непосредственным образом влияет на экономическую привлекательность конкретной ракетно-космической системы.



Испытания НК-33

Концепция "Воздушного старта" привлекательна для потенциальных заказчиков по многим причинам. Во-первых, обеспечивается возможность выведения космических аппаратов на орбиты с любым наклоном, что существенно расширяет круг потенциальных заказчиков. Во-вторых, практически снимается уже упоминавшаяся проблема содержания зон падения, поскольку пуски можно производить над морскими просторами. И все же, важнейшую роль в создании привлекательного имиджа ракеты-носителя "Полет" призвана сыграть ее высочайшая надежность, определяемая, прежде всего, надежностью двигательной установки (ДУ). Следует подчеркнуть, что высокую надежность предполагается обеспечить уже на начальном этапе эксплуатации ракетного комплекса "Воздушный старт". С этой целью принято решение использовать в составе ДУ каждой из двух ступеней по одному двигателю, причем сами эти "движки" создать на базе существующих, многократно проверенных и подтвердивших высокую надежность НК-43 и 11Д58М, являющихся лучшими кислородно-керосиновыми ЖРД в своем классе.

Надежность двигателя первой ступени

В составе ДУ первой ступени РН "Полет" предусматривается использовать ЖРД НК-43М, который является "близким родственником" НК-33 и отличается от последнего наличием высотного сопла и узла качания в двух плоскостях. Высотное сопло было отработано еще в

семидесяти годы на НК-43, а узел качания планируется позаимствовать без существенных изменений от кислородно-водородного двигателя РД-0120 (11Д122) РН "Энергия", успешно прошедшего летную отработку. Прототипом для двигателя многоразового действия НК-33 послужил серийный, прошедший межведомственные испытания "одноразовый" двигатель НК-15, предназначенный для использования в составе ДУ первой ступени ракеты Н1. С учетом большой степени преемственности в конструкции двигателей НК-15, НК-33, НК-43 и НК-43М для оценки вероятности безотказной работы последнего привлекался экспериментальный материал по первым трем ЖРД.

Надежность НК-33 была подтверждена испытаниями в объеме, необходимом для перехода к летно-конструкторским испытаниям ракеты Н1. От начала отработки НК-33 (декабрь 1969 г.) до завершения работ по программе ракеты-носителя Н1 (апрель 1974 г.) стендовые испытания прошел 191 двигатель; всего было выполнено 469 запусков с суммарной наработкой 44 393 с. Параллельно производилась доводка ЖРД многократного включения НК-43, предназначенного для второй ступени Н1. В ходе испытаний 42 двигателя этого типа запускались 92 раза, наработав 8600 с. Кстати, до сегодняшнего дня НК-43 является самым мощным в мире высотным кислородно-керосиновым ЖРД.

Двигатель НК-33 прошел отработку на гарантийный ресурс 365 с и три запуска. В ходе специальных испытаний демонстрировалась работоспособность двигателя на 10 полетных циклах по режимам и условиям ракеты Н1 (суммарно 1200 с при числе запусков от трех до шести).

Двигатели НК-33 и НК-43 до апреля 1974 г. находились в серийном производстве. Одних только НК-33 было изготовлено свыше 120; каждый серийный ЖРД проходил контрольно-сдаточные испытания в течение 40 с, после чего без переборки мог устанавливаться в ракетный блок. Кроме того, на одном из семи двигателей проводилось контрольно-выборочное испытание (КВИ) с двумя запусками продолжительностью 40 и 285 с, после чего производилась его разборка и дефектация. Только в случае положительного исхода КВИ партия из шести двигателей допускалась к установке на РН.

Работоспособное состояние двигателей после длительного хранения подтверждено следующими данными. Изготовленный в 1972 г. двигатель был подвергнут разборке в 1992 г. (после 20 лет хранения). Результаты внешнего осмотра, пневмо- и электроиспытаний до разборки, дефектации и исследований после разборки узлов и агрегатов, состояние гальванических, эмалевых и лакокрасочных покрытий двигателя подтвердили их соответствие техническим условиям. В августе-сентябре 1998 г. на стенде ОАО

"Моторостроитель" проводились огневые испытания двигателя НК-33 (зав. № Ф115001М). За три успешных пуска суммарная наработка двигателя составила 281 с.

В ходе сотрудничества с фирмой "Аэроджет" (США) на стенде этой фирмы проводились испытания двух двигателей НК-33. Первый из них (зав. № Ф115026М), изготовленный в 1972 г., после 23 лет хранения, транспортировки автомобилем на расстоянии свыше 1000 км и самолетом до США успешно выдержал испытания в октябре-ноябре 1995 г. на режимах 57,6...114,5 % от номинального значения по давлению в камере сгорания при суммарной наработке 410 с за 5 пусков. Разборка двигателя показала удовлетворительное состояние узлов и агрегатов.

Второй двигатель НК-33 (зав. № Ф115014М), отлежавший на складе 25 лет, наработал 524 с за шесть пусков. Испытания этого двигателя продолжаются. Замечу, что испытания двигателей НК-33 в США являются поистине уникальным экспериментом в истории мирового ракетостроения, на практике подтвердившим работоспособность и надежность ЖРД после четвертьвекового хранения в складских условиях. По оценке фирмы "Аэроджет", "НК-33 является самым надежным из существующих двигателей, работающих на кислороде и керосине..."

Для оценки вероятности безотказной работы ДУ первой ступени РН "Полет" привлекался следующий фактический материал:

- суммарная наработка двигателей-прототипов НК-15 и НК-15В при успешных ресурсных испытаниях составила 43 560 с, что эквивалентно проведению 363 испытаний продолжительностью 120 с;

- суммарная наработка двигателей НК-33 и НК-43 при успешных длительных испытаниях составила 48 250 с, что эквивалентно проведению 402 испытаний продолжительностью 120 с.

Оценка надежности ЖРД семейства НК-33 производилась по биномиальной схеме распределения отказов при частоте успешных испытаний, равной 1,0. Для доверительной вероятности $P_d = 0,9$ точечная оценка значения вероятности безотказной работы одного двигателя превысила 0,999. Иными словами, из тысячи двигателей в ходе 120-секундного цикла может отказать не более одного.

Надежность двигателя второй ступени

В составе ДУ второй ступени ракеты-носителя "Полет" предусматривается использование ЖРД многократного запуска 11Д58МФД. Последний является модификацией двигателя 11Д58М, а тот, в свою очередь, - усовершенствованным вариантом 11Д58, который успешно эксплуатировался в составе ракетного разгонного блока "Д" в 1967...1976 гг. С использованием ЖРД 11Д58 были выведены на орбиту 26 космических аппаратов.

ЖРД 11Д58М создавался в 1970...1974 гг. для унифицированного ракетного разгонного блока "ДМ", применяемого в качестве четвертой ступени ракеты-носителя "Протон". С начала отработки по настоящее время двигатель прошел 4342 наземных автономных испытания (пуска) с общей наработкой 696 020 с. От прототипа 11Д58МФД отличается повышенным давлением в ка-

мере сгорания и увеличенной степенью расширения сопла. На первом этапе эксплуатации ракеты-носителя "Полет", до завершения отработки 11Д58МФД, во второй ступени предусматривается использование существующего 11Д58М.

В августе 1973 г. успешно завершились комплексные стендовые испытания двигателя 11Д58М в составе восьми разгонных блоков "ДМ". Общая наработка ЖРД в ходе этих испытаний составила 9230 с при 44 пусках. С 1974 г. двигатель 11Д58М успешно эксплуатируется в составе унифицированного многоцелевого разгонного блока "ДМ". К настоящему времени с использованием этого блока выведено на орбиту более 200 космических аппаратов.

При автономной отработке 11Д58М нашли подтверждение его высокие ресурсные характеристики. Так, двигатель с зав. № 12056345 отработал 22 786 с, оставшись в работоспособном состоянии. Ресурсные испытания, в том числе в специально

усложненных условиях (с форсированием до 30 % по подаче компонентов топлива), позволили прогнозировать надежную работу камеры сгорания в течение 35 000 с. Максимальное количество запусков одного ЖРД (зав. № 12056365) достигло 86!

Высокая надежность двигателя обеспечивается тем, что каждый экземпляр 11Д58М подвергается стендовому огневому испытанию с измерением основных характеристик, включая вибрационное состояние ТНА и камеры сгорания, и без переборки устанавливается в ракетный блок.

16 ноября 1990 г. было проведено огневое испытание двигателя 11Д58М (зав. № 1202950131) в составе блока "ДМ" (зав. № 4С-К). Двигатель запускался 10 раз, наработав 1520 с, при этом был израсходован трехкратный запас топлива в баках блока "ДМ". Замечаний по работе двигателя не было.

Надежность двигателя 11Д58М для условий эксплуатации в составе блока "ДМ" при доверительной вероятности $P_d = 0,9$ оценивается следующими значениями:

- нижняя граница вероятности безотказной работы по гарантированному времени функционирования - 0,997;
- нижняя граница вероятности безотказной работы по гарантированному числу включений - 0,998.

Иными словами, из тысячи двигателей в течение заданного ресурса могут отказать не более двух-трех.

Таким образом, применение хорошо зарекомендовавших себя двигателей для ракеты-носителя "Полет" позволяет гарантировать многократное увеличение надежности и удешевление пусков космической техники одновременно с удовлетворением самых строгих требований экологической безопасности. Это особенно важно в связи с прогнозируемым ростом числа выводимых орбитальных объектов в начале грядущего тысячелетия при одновременном сокращении стоимости вывода на орбиту каждого килограмма полезного груза.



DIGEST

The Design concept of "Air Start" is very attractive for potential customers because of many reasons. Firstly, it provides space flight vehicle launching into orbit with any inclination that significantly expands a circle of potential customers. Secondly, the problem of a falling area is successfully settled because launches are supposed to be over a sea area. Nevertheless, an important role in the attractive image of "Poliot" rocket launch vehicle will play the highest reliability. For this purpose it is proposed to use such many-times checked and verified engines of high reliability as NK-33 and 11D58M which are the best lox/kerosene engines in their class.

"AIR START" - HIGH RELIABILITY

СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫЙ ЦЕНТР ПО ИСПЫТАНИЯМ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ НЕМЕТАЛЛИЧЕСКИХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ПЕРСПЕКТИВНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

ФГУП "Исследовательский Центр им. М.В. Келдыша": **Владимир Баскаков**, ведущий научный сотрудник, к.т.н., **Юрий Кочетков**, начальник отдела, д.т.н., **Вадим Миронов**, начальник отделения, д.т.н., профессор

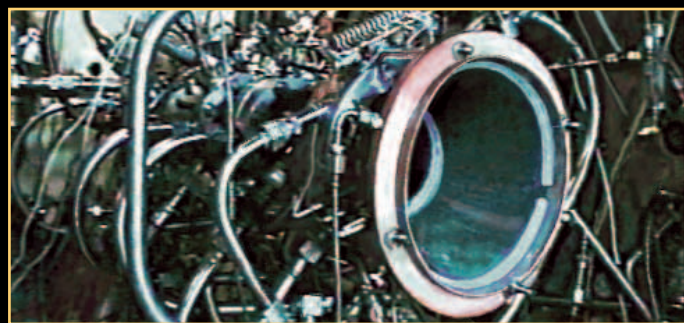
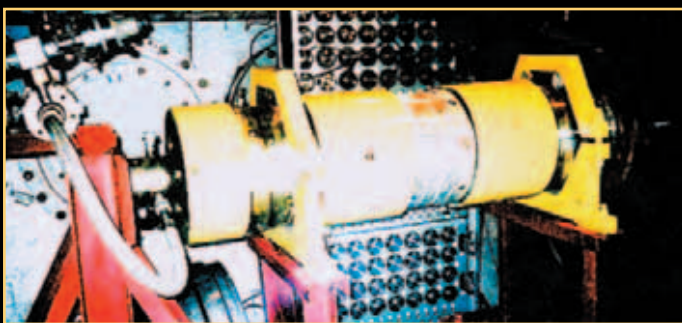
Огневые испытания материалов и элементов конструкций ракетных двигателей (РД) являются важнейшим этапом их комплексной проверки. Они позволяют установить адекватность применяемых методов расчета, подтвердить правильность выбора контура сопла, используемых материалов, условий работы агрегатов и узлов и других значимых характеристик и параметров. Стендовые испытания полноразмерных РД в условиях, приближенных к реальным, дают наиболее достоверную информацию, но являются дорогостоящими. В Центре Келдыша создана альтернативная испытательная база, объединяющая малогабаритные модельные установки, с большой точностью имитирующие натурные условия работы элементов конструкций перспективных РД.

Специализированный испытательный центр предназначен для исследования рабочих процессов в РД, изучения новых материалов, их взаимодействия с продуктами сгорания, определения эффектов уноса масс, состояния и внутренних теплонапряжений деталей, качества управления вектором тяги, а также для экспериментальной проверки имеющихся и вновь разрабатываемых методик расчета. Важно отметить, что полученные в испытательном центре результаты позволяют не только обосновать выбор материалов и конструкции агрегатов и узлов РД, но и совершенствовать технологию изготовления деталей. В первую очередь это касается реализации в устройствах и двигателях новых принципов и конструктивных схем.

К числу эффективных задач, практически важных и не требующих крупных затрат, следует отнести многовариантные огневые

должно базироваться не только на имеющейся мощной технической базе, мобилизации усилий всего коллектива, но и на объединенном творческом потенциале всех научно-исследовательских институтов, ведущих КБ и материаловедческих организаций. Концепция объединения и совместной творческой работы предполагает, в числе прочего, разработку согласованного универсального программно-методического обеспечения, а также проведение теоретических исследований и адаптацию результатов испытаний к потребностям всех заинтересованных организаций.

В настоящее время математическое моделирование становится самым мощным инструментом конструктора. Высокое качество, достоверность, оптимальность полученных результатов могут быть достигнуты с помощью разработанного и апробированного в Центре Келдыша комплекса программно-методического



испытания образцов композиционных материалов (КМ). Все более широкое применение в перспективных ракетных двигателях находят неметаллические композиционные материалы, для проведения испытаний которых разработан целый ряд устройств и установок.

Испытательный центр располагает квалифицированными специалистами и оснащен самым современным оборудованием и специализированными стендами, что гарантирует качество работ. В распоряжение ученых предоставлен целый ряд экспериментальных комплексов, объединяющих в своей работе определенный класс модельных РД и высокотемпературных установок:

- электродуговой подогреватель (плазмотрон);
- кислородно-водородный ЖРД;
- кислородно-метановый ЖРД;
- модельный гибридный РД (совместно с демонстрационным образцом);
- модельные РДТТ различных типоразмеров.

Плазмотрон и установки на основе указанных двигателей составляют основную техническую базу специализированного центра. Оборудованные ими стенды позволяют успешно проводить огневые модельные испытания как образцов КМ, элементов конструкций РД, так и органов управления вектором тяги.

Решение стоящих перед Центром Келдыша сложнейших задач

обеспечения (об этом мы подробно писали в "Двигателе" №1-2000). Структурно этот комплекс состоит из блоков программ:

- расчета теплообмена, теплонапряженного состояния в элементах конструкций РД;
- определения эффектов уноса массы КМ;
- расчета газодинамических параметров течений по тракту РД, в т.ч. в соплах с регулируемой степенью расширения, а также программ расчета боковых сил и моментов;
- расчета энергомассовых характеристик и баллистической эффективности;

ПАРАМЕТРЫ ЭЛЕКТРОДУГОВОЙ УСТАНОВКИ

Линейное напряжение, кВ	1
Ток, кА	До 1
Температура рабочего тела в камере смешения, К	2000...5000
Давление торможения в камере смешения, МПа	До 5
Расход рабочего тела через дуговые камеры, кг/с	0,1...1
Время непрерывной работы, с	До 60

- поддержки экспериментов для проведения широкого спектра исследований, обработки опытных данных и переноса результатов испытаний на иные условия, включая натурные. Указанный перенос осуществляется путем привлечения всего программно-методического обеспечения.

Одной из эффективных составляющих экспериментального комплекса Центра является электродуговая установка, в которой используется плазматрон Д-20. Установка представляет собой универсальный инструмент для проведения широкого спектра высокотемпературных испытаний композиционных материалов различного класса, представленных в виде узлов или малогабаритных модельных элементов конструкций РД. В качестве компонентов рабочего тела могут быть использованы: воздух, вода, этилен, азот, углекислый газ, аргон, гелий, а также их смеси в различных комбинациях. Универсальные возможности установки обеспечивают получение высокотемпературных химически активных потоков сложного состава. Установка позволяет:

- определять теплопроводность (температуропроводность) элементов конструкций путем решения обратных задач теплопроводности;
- определять важнейшие константы процесса разрушения КМ в высокотемпературном химически активном потоке;
- с большой эффективностью исследовать динамику и механизм разрушения КМ;
- осуществлять экспериментальную проверку уточненных и вновь разрабатываемых методик расчета газодинамических параметров течения, тепломассообмена, теплонпряженного состояния и уноса массы испытуемых образцов КМ применительно к условиям их работы в перспективных РД.

Выходная часть камеры смешения установки, расположенная вслед за плазматроном, снабжена множеством съемных отсеков. Такая конструкция позволяет с помощью различных переходников пристыковать к ней большое число всевозможных рабочих частей, оснащенных испытуемыми образцами. Подобные рабочие части входят в комплекты оснастки имеющихся в Центре Келдыша модельных гибридных ракетных двигателей (ГРД)

ских композиционных материалов. Для обеспечения высотных условий испытаний разработаны и изготовлены газодинамические трубы (диффузоры).

Время работы модельного ЖРД обусловлено скоростью расхода рабочих компонентов и имеющимся их запасом в емкостях стенда. Например, при использовании модельного ЖРД тягой 2 кН продолжительность работы двигателя достигает 300 с, что позволяет проводить ресурсные испытания.

Работы с твердыми топливами проводятся на универсальном твердотопливном стенде (УТТ), модернизированном для обеспечения испытаний также и демонстрационного ГРД. Стенд позволяет исследовать рабочие процессы в гибридных двигателях, отработать конструкцию узлов и агрегатов натурных ГРД, включая системы теплозащиты камеры сгорания и соплового блока.

Испытательная база Исследовательского Центра им. М.В. Келдыша располагает экспериментальными установками на основе модельных твердотопливных двигателей (газогенераторов), основные параметры которых приведены в таблице.

ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ МОДЕЛЬНЫХ ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ УСТАНОВКАХ				
Тип газогенератора	Габариты			Рабочее давление, МПа
	Внутренний диаметр, мм	Длина одной секции, мм	Число секций	
2Э.32	150	300; 500	2	20
2Д.10	135	450	1	12
2ЭД.31	312	450	2	12
2Д.65	322	300	2	10

Научные работы, проводимые в специализированном центре, открывают широкие возможности повышения качества и эксплуатационной надежности перспективных материалов и ус-



Слева направо:
 Модельный ГРД;
 Кислород-водородный ЖРД;
 Демонстрационный ГРД;
 Модельный РДТТ 2Д.65.

и модельных РДТТ различных типоразмеров. Это дает возможность проведения комплексных исследований протекающих в двигателях процессов.

В Центре Келдыша также созданы и успешно функционируют экспериментальные установки на базе модельных ЖРД на компонентах кислород-водород, озон-метан. Испытания неметаллических КМ проводятся с использованием двигателей тягой 2 кН и 20 кН. Рабочее давление в камерах двигателей достигает 12 МПа (120 кгс/см²). Модельные ЖРД позволяют с большой эффективностью проводить огневые испытания неохлаждаемых сопловых насадков из углерод-углеродных и углерод-керамиче-

пешного внедрения их в ракетное двигателестроение. Предварительные огневые испытания модельных элементов на малогабаритных установках позволяют в 2...5 раз снизить общие затраты на исследования современных конструкционных материалов. Эти методы исследований получили путевку в жизнь с момента создания математического обеспечения, позволяющего с большой точностью переносить результаты испытаний на иные условия. И в новом тысячелетии Центр Келдыша не уронит своего высокого авторитета в деле разработки новых технологий, проектирования и создания совершенных РД, удовлетворяющих самым новейшим требованиям.

DIGEST

THE SPECIALIZED TEST CENTRE OF STRUCTURAL NON-METAL COMPOSITE COMPONENTS FOR ADVANCED ROCKET ENGINES

A specialized test base for firing testing of materials and structural components of rocket engines was built at Keldysh Center. The test base is composed of a number of small-scale models simulating operation conditions of advanced engine components. A set of devices and test rigs were developed for testing of non-metal composite materials. Highly qualified personnel are employed at the test center. The Center is provided with up-to-date equipment. A series of engine models and high-temperature test facilities make up its technical base: the arc plasma facility (plasmatron), the lox/liquid hydrogen engine, the lox/methane propellant engine, the hybrid engine model, the solid-propellant rocket engine models with different overall dimensions, etc. Tests are performed by using 2-kN and 20-kN thrust engines (12-MPa working pressure). The liquid-propellant engine models make possible to perform efficient firing tests of uncooled carbon-carbon and carbon-ceramic composite nozzles. Special gasdynamic ducts (diffusers) were designed and manufactured for tests in high-altitude conditions. Tests with solid propellants are conducted at the universal solid-propellant test bench which has been modified to test a demonstration hybrid engine. The test bench makes possible to study working processes in hybrid engines and modify component structure including combustor and nozzle heat protection systems.



Владимир Рачук,
генеральный конструктор -
генеральный директор КБХА

"БУДЕТ ПРОТОН"

ЛЕТАТЬ "ПРОТОН"?

Гарантией качественного изготовления и высокой надежности ракетных двигателей в эксплуатации является сохранение производственного и научно-технического потенциала российского двигателестроения с обеспечением достаточных и стабильных объемов производства. Эта задача становится важной составной частью ведомственных и федеральных программ, направленных на преодоление кризисного состояния экономики России.

В последнее время в прессе и на телевидении со ссылкой на различные источники появлялись различные комментарии к авариям РН "Протон", произошедшим 5 июля и 27 октября 1999 г. из-за отказов двигателей РД-0210. Иногда эти сообщения содержали технические неточности, "вольные" толкования, в том числе и неверные оценки надежности ракеты в целом и двигателей в частности.

Обратимся к фактам.

Жидкостные ракетные двигатели РД-0210/РД-0211 (II ступень) и РД-0212 (III ступень) для РН "Протон" были разработаны КБ "Химавтоматики" в 1962-1965 гг. и ныне изготавливаются серийно Воронежским механическим заводом (ВМЗ).

У этих двигателей славная 35-летняя история. Они обеспечили вывод на околоземные орбиты тяжелых научных станций, облет Луны автоматическими возвращаемыми станциями "Зонд", доставку исследовательских аппаратов - "Луноходов" и аппаратов, взявших пробы лунного грунта, полеты межпланетных станций на Марс и Венеру, вывод в космос долговременных орбитальных станций "Салют", "Мир", функционального блока и служебного модуля международной космической станции и многих других объектов различного назначения.

Конечно, две последние аварии серьезно "подмочили" репутацию РН "Протон". Обе они явились следствием возгорания и разрушения газового тракта турбины ТНА одного из четырех двигателей второй ступени РН с последующим самопроизвольным отключением трех остальных двигателей. Характер изменения параметров отказавших двигателей аналогичен при обеих авариях.

Комиссия под председательством академика В.Ф. Уткина, исследовавшая причины аварии РН "Протон" 27 октября 1999 г., констатировала, что фактическая надежность двигателей РД-0210, рассчитанная по результатам стендовых и летных испытаний, составляет 0,9967 с учетом двух последних аварий. Этот показатель существенно превышает требования технического задания - не менее 0,99. Как видно из сравнения приведенных цифр, двигатель РД-0210 нельзя отнести к разряду "безнадежных".

Комиссия, используя самые современные методы, изучила материальную часть аварийных двигателей, провела серию имитационных испытаний, тщательно проанализировала конструкцию двигателей (и особенно ТНА) и пришла к заключению, что причиной возгорания газового тракта турбины не могли быть конструктивные особенности. Однако они создают потенциальную возможность возгорания газового тракта при случайном попадании в него различного рода загрязнений.

Механизм возгорания конструкционных сталей и сплавов при контакте с горячей окислительной средой высоких давлений изучен в настоящее время еще недостаточно, но специалистам хорошо изве-

стно, что наличие металлических посторонних частиц способно инициировать возгорание элементов конструкции при более низких температурах газовой среды. Этот факт был неоднократно подтвержден экспериментами, проведенными в двигательных фирмах, Исследовательском Центре им. М.В. Келдыша и других институтах.

При дефектации двигателей РН "Протон" в их агрегатах были обнаружены посторонние частицы. Комиссия пришла к выводу, что именно попадание минеральных и металлических частиц привело к возгоранию узла турбины ТНА первого двигателя РД-0210 второй ступени и явилось наиболее вероятной причиной аварии РН "Протон". Комиссия считает, что, вероятнее всего, загрязнение внутренних полостей дви-

гателей произошло при сборке на ВМЗ.

Оба аварийных двигателя изготовлены ВМЗ в 1992-1993 гг. Именно в этот период из-за отсутствия госзаказа резко уменьшились объемы производства ЖРД, составив 19% объемов 1986 г., а в тех же недогруженных производственных подразделениях началось освоение конверсионной продукции. Это не могло не отразиться на качестве, и комиссия, проверившая соблюдение технологии при изготовлении ЖРД на ВМЗ в этот период, получила убедительный материал, подтверждающий факты снижения качества и технологической дисциплины на предприятии.

Причина аварии квалифицируется как производственная. Опуская подробности, следует подчеркнуть, что в июле-ноябре 1999 г. были подвергнуты тщательной ревизии все техпроцессы, оборудование и материальная часть двигателей, РН и систем стартового комплекса, которые потенциально, в случае нарушения технологии, могли бы привести к загрязнению внутренних полостей двигателя или топлива. По результатам ревизии был выполнен ряд конструктивно-технологических мероприятий:

- концевые фильтры наземной стартовой системы заправки баков РН окислителем заменены новыми, более совершенными;
- установлены фильтры в заправочных топливных магистралях РН;
- КБХА и ВМЗ с участием специализированных институтов разработали и внедрили методику неразрушающего контроля внутренних полостей двигателей РД-0210, РД-0211 и РД-0212, изготовленных ранее и находящихся в составе РН на различных стадиях подготовки к полету. Методика позволила не только осмотреть с помощью эндоскопа внутренние полости двигателей и внутренние сварные швы в определенных местах, но и удалить





обнаруженные в некоторых случаях металлические и минеральные частицы недопустимых размеров;

- многие операции технологических процессов изготовления двигателей и подготовки РН "Протон" переведены в разряд особо ответственных, и качество их выполнения контролируется специальной комиссией.

С учетом указанных мер эксплуатация двигателей РД-0210, РД-0211 и РД-0212 была продолжена, и при пяти пусках (12 февраля, 12 марта, 18 апреля, 24 июня, 1 июля 2000 г.) РН "Протон" успешно вывел на орбиту космические объекты.

Комиссия под председательством В.Ф. Уткина в период своей работы рассмотрела, одобрила и рекомендовала ускорить внедрение модернизированного узла турбины ТНА и фильтров в линии окислителя газогенератора, которые к этому моменту были разработаны КБХА в плановом порядке, освоены в производстве ВМЗ и подтверждены экспериментально.

В модернизированном узле турбины ТНА:

- сопловой аппарат выполнен как единое целое с корпусом турбины для исключения концентрации загрязнений при изготовлении и возможности их перемещения в процессе работы;

- для корпуса турбины применен сплав, обладающий более высокой стойкостью к возгоранию благодаря повышенному содержанию никеля;

- исключены застойные зоны и возможные места скопления посторонних частиц путем изменения конструкции крышки турбины и выхлопного патрубка.

Указанные усовершенствования ТНА и газогенератора позволяют сохранить работоспособность РД-0210, РД-0211 и РД-0212 даже в условиях, ранее считавшихся недопустимыми по засорению, при возможных случайных нарушениях технологического процесса изготовления этих двигателей.

Понимая важность и ответственность вывода в космос служебного модуля (СМ) международной космической станции, руководство КБХА вышло с предложением использовать для выполнения этой задачи именно модернизированные двигатели. Надежность модернизированных двигателей подтверждалась двумя пусками РН "Протон" с российскими космическими объектами, проведенными перед началом работ с СМ. Руководство Росавиакосмоса поддержало предложение КБХА и постоянно оказывало содействие при решении этой чрезвычайно сложной задачи. Для ее реализации пришлось изготовить модернизированные двигатели и в чрезвычайно короткие сроки заменить ими ранее смонтированные на РН. Все это - не нарушая график запланированных полетов, и в том числе международные обязательства.

К чести коллективов ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, КБ "Химавтоматики", ВМЗ и многих других участников этой работы нужно отметить, что задача была выполнена в плановые сроки и с требуемым качеством.



РД-0210

Пуски РН "Протон" 6 июня и 5 июля 2000 г. подтвердили надежность модернизированных двигателей, а 12 июля 2000 г. в космос был успешно выведен служебный модуль "Звезда" международной космической станции.

Пример выхода из этой труднейшей для КБХА и ВМЗ ситуации подтверждает, что качество продукции самым непосредственным образом зависит от стабильности производства, ритмичности его работы, наличия постоянных долгосрочных заказов. В этом - важнейший залог успешной деятельности любого предприятия. Для российского "космического" двигателестроения она практически неразрешима без поддержки государства.

DIGEST

In recent year a series of comments and reports appeared in mass media and TV relating to accidents occurred on July 5 and October 27, 1997 with "Proton" launcher which were caused by RD-0210 engine failure. Sometimes this information contained technical inaccuracies, "unrestrained" commentaries including a wrong evaluation of the rocket and, in particular, engine reliability.

Both crashes were caused by fire and damage in l.p. turbine of the launcher second stage followed by spontaneous cut-off of the rest 3 engines. A commission headed by Academician V.F Utkin making investigation of the accident dated 27 October, concluded that fire in the gas flowpath was a result of the foreign metal and mineral object ingestion happened at Voronezh facility during the engine assembling. The same is the cause of the 2nd accident.

After re-designing works and technological corrections aiming at an increase of the engine reliability, operation of RD-0210, RD-0211 and RD-0212 was resumed. By mid-2000, "Proton" successfully put five satellites into orbit and on July 12, 2000 "Zvezda" service module of an international space station was launched.

WILL "PROTON" BE FLYING?

БОЛЬШОЕ

ВИДИТСЯ НА РАССТОЯНИИ

Валентин Шерстянников, д.т.н.

(Окончание. Начало в №№ 1, 2, 3 - 1999 г.)

Концепция ракеты Н1 и ее ДУ, разработанная С.П. Королевым и Н.Д. Кузнецовым, была необычной для того времени, она является нетрадиционной и для сегодняшнего дня.

Главные отличительные черты этой концепции:

- применение в ДУ первой ступени ракеты большого числа (тридцати) мощных модульных кислородно-керосиновых ЖРД закрытой энергетической схемы с высоким уровнем давления в камерах сгорания (150 кгс/см² и выше);

- использование метода рассогласования тяг маршевых двигателей для управления ракетой;

- выполнение самих двигателей с бустерными насосами обоих компонентов топлива, встроенными в корпус основного турбонасосного агрегата (ТНА).

Такой принцип построения силовых установок и двигателей для крупных космических ракет является, как мне представляется, технически оправданным и весьма прогрессивным. Он позволяет наиболее простыми средствами обеспечить высокую экономичность и хорошую управляемость ракеты при минимальной массе двигателей и минимальной степени сложности ДУ. При этом из состава ДУ исключаются: специальные рулевые двигатели или карданные подвесы маршевых двигателей, упругие сильфонные узлы для обеспечения необходимых изгибных деформаций крупноразмерных топливных магистралей, большое число мощных рулевых приводов с дублированными и "троированными" агрегатами энергопитания (вспомогательными силовыми установками). Многомодульная конфигурация маршевой ДУ дает возможность простыми средствами логики управления обеспечить глубокое резервирование и функциональную взаимопомощь двигателей в случае их неисправностей и отказов. Благодаря принятой концепции у двигателей ракеты Н1 были достигнуты уникальная для того времени топливная экономичность и непревзойденные до сих пор показатели по удельной массе.

ХАРАКТЕРИСТИКИ ЖРД

Параметр	НК-33	НК-43
Тяга на Земле, тс	154	-
Тяга в вакууме, тс	167	179,2
Удельный импульс в вакууме, с	331	346
Давление в камере, кгс/см ²	148,3	148,3
Удельная масса, кг/тс	8,1	7,8
Ресурс, с	600	600

Впервые в практике ракетного двигателестроения опытные двигатели большой тяги были созданы в короткие сроки в кооперации с серийными заводами. На завершающем этапе доводки двигатели допускали проведение многократных испытаний без демонтажа со стенда и переборки их основных узлов.

К работам по созданию двигателей были привлечены многие НИИ и ОКБ оборонной промышленности и Академии наук СССР. Функция головной научной организации по доводке двигателей была возложена на ЦИАМ.

Основными проблемами при создании двигателей являлись:

- высокочастотная (ВЧ) неустойчивость рабочего процесса в камере сгорания и газогенераторе;

В начале 60-х годов ОКБ С.П. Королева приступило к разработке сверхтяжелой космической ракеты Н1 (взлетная масса - 2700 т, тяга двигателей первой ступени - 4500 тс), предназначенной для высадки экспедиции на Луну и возвращения ее на Землю.

- "разгары" и разрушения ТНА из-за касаний и поломок кислородного насоса и турбины;

- повышенные выбросы параметров, гидроудары и колебания давления в топливных трактах при запуске двигателей;

- недостаточная эффективность и ложные срабатывания системы аварийной защиты двигателей (системы КОРД).

Задачу обеспечения устойчивости рабочего процесса в камере сгорания удалось радикально решить организацией выноса колебательной энергии из объема камеры с помощью постановки удлинительных трубок на газовые форсунки. Это средство борьбы с ВЧ-колебаниями, впервые введенное на двигателях ракеты Н1, в настоящее время используется на других двигателях. Для предотвращения механизма жесткого возбуждения колебаний давления в газогенераторе из конструкции газового тракта были исключены потенциальные источники импульсных возмущений в виде глухих тупиковых полостей, в которых происходили микровзрывы падающих туда компонентов топлива. Для гарантированной защиты от ВЧ-колебаний в систему КОРД был введен специальный быстродействующий канал, выключающий двигатель при возникновении опасных колебаний.

Разрушения и "разгары" ТНА были надежно исключены введением эффективного автомата разгрузки радиально-упорного подшипника от осевых сил, упрочением перьев лопаток шнекоцентриробежного кислородного насоса, применением улучшенных термозащитных покрытий турбины и элементов окислительного тракта, заменой в стояночном уплотнении турбины простого графита на меднографит, не склонный к растрескиванию, и др. После проведения указанного комплекса мероприятий случаев разгара и разрушения ТНА при большом объеме последующих стендовых испытаний двигателей не было.

Проблемы, возникавшие при запуске двигателей, были решены переходом от системы одноразового к системе многократного запуска, применением в топливном регуляторе двигателей усовершенствованного автомата запуска со строго регламентированными временами выведения двигателей на промежуточную и главную ступени тяги, с уменьшенным ходом дифференциального клапана и другими мероприятиями. Для снижения гидроударов и улучшения затухания колебаний давления во входных топливных магистралах двигателей при запуске в сильфонные демпферы с продольными гофрами были установлены перфорированные вставки. Ударные нагрузки, действующие на конструкцию ракеты при выключении двигателей, были снижены до допустимых пределов путем введения плавного останова двигателей. Проведенные мероприятия полностью исключили аварии при запуске и обеспечили высокую надежность и безопасность всех переходных и переменных режимов работы двигателей. После завершения доводки разброс времени запуска и выхода на режим всех двигателей первой ступени ракеты не превышал 0,05 с, что в несколько раз меньше допустимого разброса по условиям стабилизации ракеты при старте.

Необходимая эффективность защитных функций и исключение ложных срабатываний каналов системы КОРД были достигнуты путем усовершенствования логики их работы, повышения быстро-

действия и точности настройки, а также принятием конструктивных мер против механического и термического повреждения измерительных и исполнительных коммуникаций системы защиты.

В 1967 г. двигатели исходной модификации НК-15 успешно прошли Государственные стендовые испытания и были допущены к ЛКИ в составе ракеты Н1. Председателем Госкомиссии был заместитель начальника ЦИАМ В.Р. Левин.

Завершением наземной отработки этих двигателей явилось огневое испытание ракетного блока Н1 с двигательной установкой (суммарной тягой 1200 тс). Мне довелось участвовать в подготовке этого испытания, которое было успешно проведено 23 июня 1968 г. в испытательном центре Министерства общего машиностроения в присутствии высокопоставленных государственных и технических руководителей ракетной промышленности. Пуск мощной ДУ произвел огромное впечатление на всех присутствующих. Сразу после испытания Главным конструктором ракеты В.П. Мишин (преемник С.П. Королева) и Н.Д. Кузнецов обнялись и поздравили друг друга. Со всех сторон слышались поздравления. По "кремлевке" тут же доложили Д.Ф. Устинову. Однако все четыре пуска ракеты Н1 с двигателями НК-15 закончились неудачно. Модифицированные двигатели НК-33 и НК-43, успешно прошедшие весь комплекс доводочных работ, в летных условиях не испытывались. Высокая надежность двигателей НК-33 и НК-43 подтверждена большой положительной статистикой, полученной в процессе стендовой отработки, а также результатами многочисленных специальных исследований надежности, проведенных на завершающем этапе доводки двигателей. Надежность двигателей была подтверждена 221 испытанием 76 двигателей в широком диапазоне изменения внешних и внутренних факторов, существенно превышающем требования ТЗ. Надежность многократного запуска была подтверждена на 24 экземплярах двигателей с кратностью повторения запусков до 10 на одном двигателе. Параметры процесса запуска при повторных пусках сохранялись стабильными и не зависели от количества проведенных пусков.

Для подтверждения надежности был разработан и внедрен в практику испытаний комплекс высокоэффективных измерительных и диагностических средств анализа быстропротекающих динамических процессов. Были применены методы детального математического и гидродинамического моделирования нестационарных режимов работы двигателей, а также методы искусственного физического воспроизведения при стендовых испытаниях различных предполагаемых (даже маловероятных) причин отказов двигателей. Ни один из проявившихся дефектов не оставался без исследования, проведения устраняющих мероприятий и проверки их эффективности в ужесточенных условиях. Например, проводились испытания с забрасыванием на вход в кислородный насос работающего двигателя больших порций металлической стружки, целых комплектов крепежных деталей (винтов, гаек), больших кусков грубой протирочной ткани (размером 60х60 см) и др. Все это не приводило к аварийным исходам испытаний. Даже резкое, ударное перерезывание ("гильотирование") с помощью специального устройства входного трубопровода горючего на работающем

двигателе не приводило к взрыву и пожару, а вызывало лишь плавное прекращение рабочего процесса с сохранением работоспособности двигателя при последующих пусках. Полученные результаты свидетельствовали о высокой надежности и чрезвычайно большой живучести доведенной конструкции двигателей и вызвали глубокое удовлетворение у всех участников работ.

Двигатели НК-33 и НК-43 подвергались не только контрольно-выборочным испытаниям, но также и контрольно-сдаточным. Это оказалось возможным благодаря многообразности запуска двигателей, допускавшей проведение контрольных пусков без последующих переборок.

Однако, как известно, Лунная программа не была реализована и созданная уникальная ракетная техника оказалась невостребованной в связи с прекращением работ по комплексу Н1 в мае 1974 г. В Совмине СССР рассматривались различные возможные варианты использования созданных двигателей в других отечественных ракетных системах того времени. На встречах в Кремле, в которых мне приходилось участвовать, обсуждалось использование двигателей в ракетных комплексах ОКБ В.Н. Челомея, А.Ф. Уткина и др. Однако выдвигавшиеся предложения не были реализованы.

После прекращения работ по ракете Н1 ЦИАМом совместно с ОКБ Н.Д. Кузнецова был проведен анализ и обобщен отечественный и зарубежный опыт создания мощных кислородных ЖРД закрытой схемы. Под редакцией Н.Д. Кузнецова и В.Р. Левина выпущен фундаментальный труд по методам проектирования и доводки таких двигателей, их агрегатов и систем. Накопленный опыт во многом способствовал успешному созданию двигателей ракетно-космической системы "Энергия-Буран".

В начале 90-х годов двигатели НК-33 и НК-43 привлекли к себе внимание ведущих американских двигателестроительных и ракетных фирм с целью их использования в составе новых и модифицируемых американских космических ракет. Проведенные фирмой Aerojet огневые испытания двигателей полностью подтвердили работоспособность двигателей и их высокие параметры. В 1998 г. в Америку было поставлено 45 двигателей и подготовлено к продаже еще 42 двигателя. Стоимость контракта оценивается в несколько сотен миллионов долларов. В настоящее время в России разрабатывается ряд космических проектов с использованием двигателей НК-33 и НК-43. Так, например, ЦСКБ "Прогресс" разрабатывает проект ракетносителя нового поколения "Ямал" (глубокая модернизация носителя "Союз") с двигателями НК-33 на нижних ступенях. Аэрокосмическая корпорация "Воздушный старт" разрабатывает авиационно-ракетный комплекс с двигателями НК-43 на ракете, стартующей с самолета-носителя Ан-124 "Руслан". Разработчики полагают, что такой комплекс может быть создан за три года и его коммерческая эксплуатация может начаться уже к 2003 г.

Все изложенное дает основания считать, что жидкостные ракетные двигатели НК-33 и НК-43, созданные для ракеты Н1, несмотря на давность их разработки, выполнены на современном техническом уровне и являются перспективными для ракетно-космических систем начала XXI века.

Издательство МГУ имени Н.Э. Баумана выпустило книгу В.А. Шерстянникова
ТВОРЧЕСКОЕ СОДРУЖЕСТВО НИИ И ОКБ В СОЗДАНИИ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ (1960 - 1970-е годы)

Автор - Валентин Алексеевич Шерстянников - д.т.н., действительный член Германской академии им. Гумбольдта, лауреат премии им. проф. Н.Е. Жуковского, специалист в области ракетных двигателей, автор многих научных работ и изобретений, опубликованных в отечественных и зарубежных изданиях. Работая в головном НИИ по двигателям, он на протяжении многих лет совместно с ОКБ принимал непосредственное участие в создании и отработке высокоэффективных ЖРД для ракет космического и оборонного назначения, в том числе и для Н1. В 60-70-е годы возглавлял Государственные комиссии по наземной отработке и приемке в эксплуатацию двигателей и ДУ ракетных систем ПРО, ПВО и спутниковой связи. В 80-е годы - заместитель начальника Главного управления по науке МАП, член Бюро Комитета СЭВ по сотрудничеству с зарубежными странами и НТК отрасли по реализации космической программы "Энергия-Буран".

Монография адресована специалистам в области ЖРД и читателям, интересующимся историей создания ракетно-космической техники.

По вопросам приобретения книги можно обращаться по телефону редакции - (095) 362-39-25



РЕЗЕРВЫ СТАРЕЙШЕГО ПРЕДПРИЯТИЯ

Владимир Сазонов, генеральный директор УКВЗ

В славном ожерелье старинных приуральских механических заводов, протянувшихся от Уфы к Челябинску, Усть-Катавский вагоностроительный завод (УКВЗ), основанный в 1758 г., занимает особое место. В XVIII-XIX веках здесь в основном занимались производством железа, сортового проката, метизов. Транссиб начался с продукции именно этого завода. И на протяжении всего XX века на заводе выпускались различные железнодорожные и трамвайные вагоны.



КВД-1

В начале Великой Отечественной войны в Усть-Катав были эвакуированы самые современные машиностроительные предприятия того времени: Брянский машиностроительный, Мытищинский машиностроительный заводы и сталинградский завод "Баррикады". Это позволило переоснастить Усть-Катавский завод и повысить его технологические возможности. В годы войны завод наряду с железнодорожными платформами производил снаряды, бомбы, танковые и зенитные орудия, а также минометы.

В послевоенные годы на заводе возобновилось производство мирной

продукции: трамвайных вагонов, экскаваторов и многого другого. Но вскоре пришлось вернуться к продукции оборонного назначения. В конце сороковых - начале пятидесятых годов бурно начала развиваться ракетная техника. УКВЗ получил задание освоить производство самой технической сложной части новой продукции - жидкостных ракетных двигателей. В период с 1951 по 1983 г. на заводе производились ЖРД для зенитных ракет С09.29, С2.260, С3.40, С3.41, С3.42А, С5.1, С5.1А, 5Д25, разработанные ОКБ А.М. Исаева и Д.Д. Севрука.

Кроме того, начиная с 1964 г. завод приступил к освоению двигательных установок С5.35 для космических кораблей "Союз" и "Прогресс". Первая серийная двигательная установка была смонтирована на корабле "Союз-4", запущенном на орбиту 14 января 1969 г. В последующие годы было освоено производство двигателей и ДУ разработки КБ "Химмаш" им. А.М. Исаева 11Д430, 11Д452, 17Д52, 17Д61, С5.97, С5.80, 17Д62, 17Д64 для космических аппаратов "Союз-ТМ", "Прогресс-М", "Космос", "Ресурс", "Природа", "Фотон" и др. Как в свое время вся Россия ездила на трамваях Усть-Катавского вагонного завода, так и весь советский мирный космос осваивался с помощью двигателей УКВЗ.

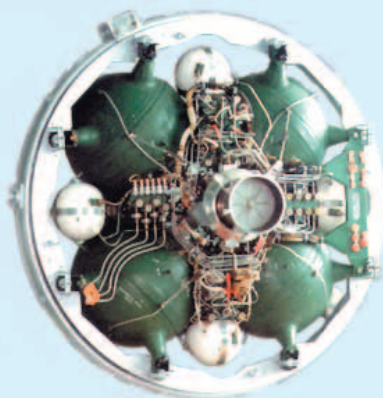
В 1983 г. завод приступил к изготовлению двигателей, а затем и блоков двигателей 17Д15 и 17Д11 разработки РКК "Энергия" для космического корабля многоразового использования "Буран". В успешном проведении летно-конструкторских испытаний советского "челнока", состоявшихся 15 октября 1988 г., немалая заслуга УКВЗ.

Но успешное развитие программы "научного космоса" не означало, что славный завод забыл о военных заказах. С 1975 г. на заводе приступили к изготовлению ДУ для стратегических ракет морского базирования ЗД43, затем ЗД36 и ЗД34, а также двигателя 15Д193 для стратегической ракеты 15А35. Эти ракеты до сегодняшнего дня стоят на боевом дежурстве. Они соответствуют лучшим мировым образцам, а по ряду параметров и превосходят их.

Еще в 1968 г. УКВЗ первым в СССР начал изготовление опытных криогенных кислородно-водородных двигателей, возвратившись к их доводке и модернизации в 80-90-х годах. Ввиду прекращения финансирования и отсутствия заказов на отечественном рынке довести двигатель до товарных поставок удалось только в конце 90-х годов благодаря заказам индийского космического агентства ISRO. В настоящее время десять двигателей, получивших обозначение "КВД-1", изготовлены и поставлены головному предприятию для установки в кислородно-водородный ракетный блок (КВРБ). Его летные испытания планируется начать в этом году.

Параллельно с изготовлением ЖРД на заводе изготавливались ракетные двигатели твердого топлива (218-Ш-Р, 15Д57, 15Д196, 11Д863, 14Д50, 11Д842, 11Д854, 11Д846, ЗУ5, ЗУ5М) различного назначения разработки И.И. Картукова и Г.К. Люльева.

Следует подчеркнуть, что изготовление ракетных двигателей потребовало создания и постоянного совершенствования технологической базы предприятия и подготовки высококвалифицированных кадров. Жизнь заставляет, а технологические возможности предприятия позволяют осваивать ранее непривычные области



С5.80

производства. В последние годы на заводе стали производить оборудование для мясоперерабатывающей, хлебопекарной и нефтегазовой промышленности, а также ряд товаров народного потребления. Качество выпускаемой продукции не хуже, чем у ракетной техники. Скрытые резервы у современного предприятия есть всегда.

Большой вклад в освоение ракетных двигателей на УКВЗ внесли:

директора: **Т.Я. Белоконев, В.Х. Догужиев, Ю.А. Кирильчев;**

главные инженеры: **Л.А. Рубин, Л.И. Трубицин, В.А. Савельев, В.Н. Сазонов;**

главные конструкторы: **И.С. Сидоров, В.Н. Сазонов, И.Г. Гузнецов, Ю.Н. Цыганов;**

главные технологи: **А.Г. Бабицкий, Б.В. Мохначев, В.С. Миранцов,**

а также многие инженеры и рабочие, среди них **В.Н. Степкин, М.Д. Лазарев, А.В. Харьков, А.Н. Выдрин.**

Из истории ракетной техники

Д. Драгун, Э. Кокорев
рисунки Э. Романова

Основоположники космонавтики как у нас в стране, так и за рубежом мечтали прежде всего о дальних космических перелетах, но развиваться-то ракетная техника стала только тогда, когда придумали ей задачи, увы, не мирные. В конце 50-х - начале 60-х годов у нашего государства не было большего приоритета, чем ракетная техника. Ради ее развития резали на части военные корабли и самолеты. Создавался новый главный вид вооруженных сил - ракетные войска стратегического назначения (РВСН), призванные защитить страну от потенциального противника, а заодно и обеспечить лидирующее положение отечества в космосе: все космические запуски осуществлялись именно РВСН. Персонал подбирался для работ в этой области исключительный, однако, чего только не происходило... Впрочем, выходили обычно с честью.

...Сюжет первый. Когда проектировались шахтные пусковые установки для межконтинентальных баллистических ракет, специфичность назначения этого вида вооружения заставило конструкторов максимально использовать защиту самой ракеты от всех возможных видов повреждения при разных жизненных ситуациях. В результате получилось что-то вроде "спящей царевны", которая на мощнейших амортизаторах висела в шахте в специальном пенале ("Там, в ночи, во тьме печальной..."). Ну, а амортизаторы выдерживают и вес ракеты, и вес самого пенала, и толчок от стартового импульса. Вот с этим-то последним и вышел казус. При пробных пусках, как только запустились двигатели первой ступени, ракета немного "подпрыгнула" относительно пенала, вышла из направляющих и... соскользнула на его дно, приплясывая на реактивной струе и касаясь корпусом стенок. Старт тем не менее состоялся благополучно, но специалисты были в полном трансе - газодинамика такого процесса тогда не просчитывалась.

Со временем разобрались, конечно: при пуске на пенал начинали действовать силы, "отпихивающие" его вниз на амортизаторах. При этом сама ракета, в силу инерции, оставалась почти на месте, а в результате, как бы подсакивала относительно пенала. Причем, если эти "прыжки" были больше 110 мм, ракета с пеналом расцеплялась, оставаясь внутри пенала, пока двигатели не выйдут на режим полной тяги!

К счастью, к авариям эта незапланированная "физкультура" не привела, но шуму наделала много: подобным образом оборудованы были уже почти все наши шахтные пусковые установки, и кто ведает, что бы получилось при массовом пуске... Решать проблему надо было срочно. Как известно, самые простые и рациональные решения находятся труднее всего. Способы предлагались разные, а в результате - между ракетой и контейнером просто ввели дополнительную связь, удерживающую ракету до выхода двигателей на режим полной тяги. Так ракеты и "прыгали" в шахтах, (правда, уже вместе с контейнером) до самого изобретения современного "минометного" старта.

...Сюжет второй. Главный конструктор С.П. Королев, как капитан бригантин, не любил присутствия женщин на стартовой площадке. К необходимости запуска космического корабля с женщиной на борту он отнесся, как к неизбежности. Россия должна быть первой в космосе во всем: первый спутник, первый старт космического корабля с человеком на борту, первая женщина-космонавт. К счастью, с запуском Валентины Терешковой все прошло благополучно. Но предчувствия не обманули СП: следующий же пуск с "двойки" (все площадки Байконура были пронумерованы: 10 - административный комплекс, 2 - пилотируемые космические запуски, 31, 42 и другие - пуски МБР) подтвердил худшие опасения Глав-

ного конструктора: ракета, несшая военный разведывательный спутник, рванула на старте так, что единственный в то время в России пусковой космический комплекс погиб в огненном шаре кислородно-керосинового пожара.

Об этой тяжелой аварии советские СМИ ничего тогда не сообщали (как и о других), хотя она стала предметом специального закрытого рассмотрения на заседании Политбюро ЦК КПСС под председательством Н.С. Хрущева. Рассказывали, что в ходе доклада министра обороны Д.Ф. Устинова, оценившего срок возможного восстановления стартового комплекса в 12 месяцев, пришло сообщение от американских информационных агентств, что "русские коммунисты за счет напряжения всех сил страны смогут, очевидно, восстановить комплекс за год". Хрущев тут же потребовал от Устинова сократить срок до 9 месяцев. Не успела высохнуть подпись под этим решением, как на стол Первого секретаря легло сообщение из ФРГ. Немцы, наученные опытом Великой Отечественной и непонятным для Запада русским характером, полагали возможным восстановление комплекса за 9 месяцев. Хрущев приказал Устинову: "Сделать за полгода!" Пока оборонщики приходили в себя, пришло новое сообщение, из Китая (для которого СССР перестал быть другом и превратился в идеологического врага). По мнению китайцев: "советские ревизионисты заставят несчастный народ трудиться над ремонтом космического старта полгода". Реакция Хрущева была очевидной: не за полгода, а за четыре месяца! Ситуация перестала быть смешной.

...Так ли было на самом деле при принятии решения о восстановлении "двойки" - знают только члены Политбюро, которых уже давно нет. Но мы верили в эту историю, и вся ремонтно-восстановительная бригада работала круглосуточно, монтируя прибывавшие из Свердловска фермы обслуживания, из Москвы и других городов Союза - оборудование и электроаппаратуру. На партийном собрании работники взяли "встречный план" по восстановлению. И уже 27 сентября 1963 г., через три месяца после аварии, с обновленной "двойки" вышел на орбиту космический аппарат фотонаблюдения "Зенит" Куйбышевского (ныне Самарского) завода "Прогресс".

...Конечно, трудные времена сейчас у российского космоса. Но, мы уже говорили, что и не из таких положений выходили и выходим: летает "Мир", строится международная космическая станция, американские ракеты тоже летают, но на наших двигателях. Русскому мужику главное, чтобы не мешали работать, раз уж не помогают. А то - он и сам выход найдет.





6-Я МЕЖДУНАРОДНАЯ ВЫСТАВКА

ДВИГАТЕЛИ-2000

18-22 апреля 2000 года

ОРГАНИЗАТОРЫ:

- РОССИЙСКОЕ АВИАЦИОННО-ПРОЕКТИРОВАТЕЛЬНОЕ АССОЦИАЦИОННОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ
- ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ РЕГУЛИРОВАНИЮ И КООРДИНАЦИИ
- ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ РЕГУЛИРОВАНИЮ И КООРДИНАЦИИ
- ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ РЕГУЛИРОВАНИЮ И КООРДИНАЦИИ
- ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ РЕГУЛИРОВАНИЮ И КООРДИНАЦИИ
- ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ РЕГУЛИРОВАНИЮ И КООРДИНАЦИИ
- ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ РЕГУЛИРОВАНИЮ И КООРДИНАЦИИ
- ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ РЕГУЛИРОВАНИЮ И КООРДИНАЦИИ
- ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ РЕГУЛИРОВАНИЮ И КООРДИНАЦИИ
- ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ РЕГУЛИРОВАНИЮ И КООРДИНАЦИИ



В Москве, на ВВЦ с 18 по 22 апреля 2000 г. проводилась шестая Международная выставка "Двигатели-2000", организованная ассоциацией "Союз авиационного двигателестроения" (АССАД) в соответствии с распоряжением правительства Российской Федерации.

"Ретро" Политехнического музея и современный АЛ-55 ОАО "А. Люлька - Сатурн"



На выставке было представлено более 2000 экспонатов, среди них авиационные двигатели, а также созданные на их базе газотурбинные энергоустановки (ГТУ) и газоперекачивающие агрегаты (ГПА) российских и иностранных фирм, двигатели для космических аппаратов, поршневые двигатели для автомобилей и тракторов, судов и самолетов, микро-двигатели для моделей и малоразмерных летательных аппаратов, агрегаты топливной автоматики, датчики, приборы для всего спектра этих изделий. Экспонировались самые свежие отечественные наработки по воздушным винтам и

уфимских и рыбинских моторостроителей, ТМКБ "Союз" и МПП "Завод им. В.В. Чернышева". Это значительно повышало информативность представляемого. Большой интерес посетителей выставки был замечен также к разработкам в области электрических двигателей и систем управления для них, представленных на этом Салоне очень

Модельные микродвигатели завода "Пирометр" и новый ПС90А2 Пермского моторного завода

винтовентиляторам, материалам, технологическим процессам и научным проблемам. Выставочная экспозиция открывалась интереснейшим разделом ЦИАМ им. П.И. Баранова, которому в этом году исполняется 70 лет. Совместные стенды были у украинских моторостроителей ("Мотор Сич" и "Прогресс") и ЛНПО им. Климова, а также ОАО "А. Люлька - Сатурн",



интересными экспонатами. Впервые в выставке приняли широкое участие авиаремонтные заводы МО РФ и ГА, представители авиасалонов "МАКС-2001", "Гидроавиасалон-2000", "ILA-2000", а также ряда авиакосмических журналов (в том числе и нашего).

На многих стендах была организована ретроспективная

экспозиция по истории предприятий. Кроме того, Политехнический музей представил на обозрение целый ряд прекрасно сохранившихся авиационных поршневых двигателей начала века. На стенде "А. Люлька-Сатурн"

Евгений Шапошников, советник Президента РФ;
Илья Клебанов, заместитель председателя правительства РФ;
Владимир Скибин, начальник ЦИАМ;
Виктор Чуйко, генеральный директор АССАД у стенда ЦИАМ

Александр Саркисов, Генеральный конструктор ГУП "Завод имени В.Я. Климova"; Вячеслав Богуслаев, Генеральный директор ОАО "Мотор Сич"; Федор Муравченко Генеральный конструктор ГП ЗМКБ "Прогресс" при вручении сертификата МАК на двигатель ТВ3-117 ВМА-СБ3



Интерес посетителей к выставке не ослабевал до самого ее закрытия. Огромное количество деловых встреч и переговоров, происходивших в ходе выставки, вылилось в протоколы о намерениях и договоры. Это позволяет надеяться на то, что у отечественного моторостроения имеются значительные перспективы и неис-

демонстрировался первый отечественный турбореактивный двигатель с осевым компрессором ТР-1 конструкции А.М. Люльки.

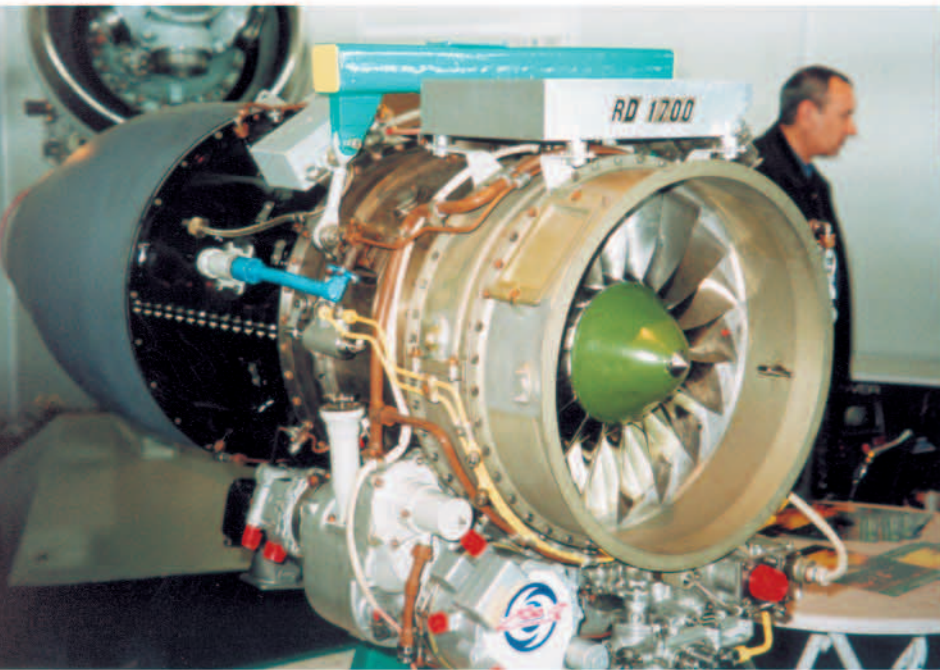
В рамках выставки проведены научные симпозиумы "История двигателей в XX веке" и "Двигатели и экология". В этих научных собраниях приняли участие 272 представителя из 52 предприятий (фирм) России, Белоруссии, Украины, Узбекистана, США, Франции, Индии и Перу. Всего в работе выставки и симпозиумов были задействованы 149 предприятий и фирм из 13 стран мира.



Юрий Коптев, Генеральный директор Росавиакосмоса,
Евгений Гриценко, Генеральный директор СНТК им. Н.К. Кузнецова,
Валентин Анисимов, Главный конструктор СНТК им. Н.К. Кузнецова,
Станислав Рынкевич, заместитель Генерального директора Росавиакосмоса на стенде Самарской области

Виктор Жарнов, генеральный конструктор Минского моторного завода, и Юрий Субботин, главный конструктор ОАО "Автодизель" (ЯМЗ) обсуждают проблемы автомобильного двигателестроения

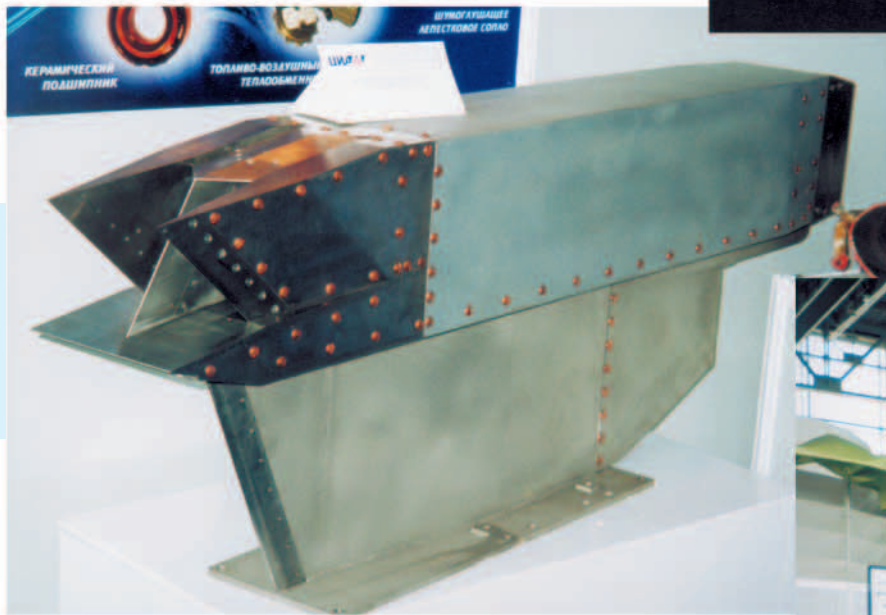
траченные возможности, что прекрасно понимается организатором выставки - АССАД. Пожелаем же успешной реализации полученных в ходе этого мероприятия потенциальных возможностей всем участникам, гостям и организаторам выставки. Ждем участников и гостей на "Двигатели-2002", на ВВЦ.



▲ РД-1700 разработки ТМКБ "Союз"



▶ ТВ3-117 ВМА-СБ3 из Запорожья



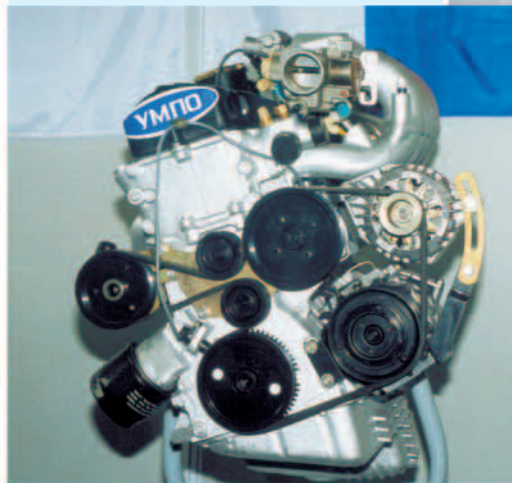
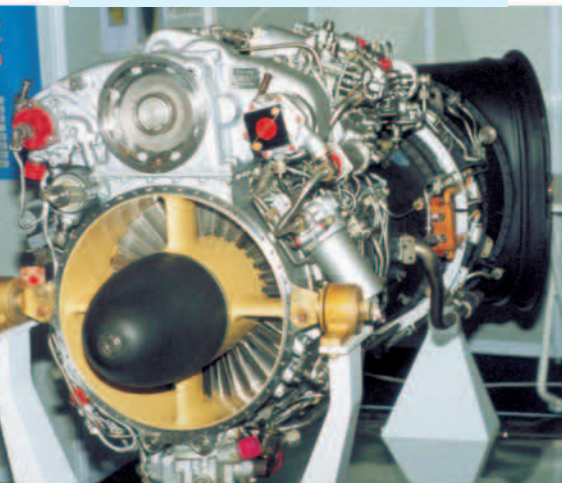
▶ Модуль ГПВРД летящей лаборатории "Игла"

▼ НК-31 СНТК им. Кузнецова



▼ Новый ВК-2500 Завода имени В.Я. Климova

▼ Автомобильный двигатель "248" из Уфы



ВЫСОКОСКОРОСТНЫЕ ОБРАБАТЫВАЮЩИЕ ЦЕНТРЫ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ



ОАО "Ивановский завод тяжелого станкостроения":

Владимир Бажанов, генеральный директор
Станислав Гурычев, генеральный конструктор

ОАО "Ивановский завод тяжелого станкостроения" - одно из крупнейших станкостроительных предприятий по производству высокотехнологичного оборудования. С 1973 г. специализируется в основном на изготовлении горизонтальных обрабатывающих центров (ОЦ). До 1998 г. на ИЗТС было выпущено около 2500 станков.

В январе 1998 г. было принято решение в кратчайшие сроки разработать и организовать серийное производство высокоскоростных ОЦ нового поколения, не уступающих по своим техническим характеристикам лучшим мировым аналогам.

качества, моторы-шпиндели, шариковые винтовые пары, современные системы ЧПУ, приводы подачи и др.), обеспечивается высокая точность и долговечность станков Ивановского завода. Важным достоинством "Супер-центров" является в 4...6 раз меньшая стоимость по сравнению с аналогичными станками импортного производства.

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ		
Технические параметры	Модели станков	
	ИС 630	ИС 800
Наибольшая масса обрабатываемой заготовки, кг	600	1000
Ёмкость инструментального магазина, шт	50	50
Время смены инструмента "от реза до реза", с	4,8	6,3
Размеры рабочей поверхности стола спутника, мм	630x630	800x800
Время смены столов-спутников, с	12	15
Скорости быстрых перемещений по осям X, Y, Z, м/мин	60	40, 30, 40
Пределы частоты вращения шпинделя, мин ⁻¹	12 000	8000...12 000
Мощность привода главного движения, кВт	22	30
Класс точности	A, C	A, C

Высокая скорость оборотов шпинделя, высокие скорости перемещения рабочих узлов позволяют применять на станке самый современный вспомогательный и режущий инструмент. Благодаря этому на ОЦ нового поколения повышается производительность обработки алюминия в 7...8 раз, а чугуна - в 3...4 раза.

В настоящее время освоено производство двух высокоскоростных прецизионных ОЦ нового поколения "Супер-центр ИС 630" и "Супер-центр ИС 800", предназначенных в первую очередь для двигателестроительной, аэрокосмической и автомобильной промышленности.

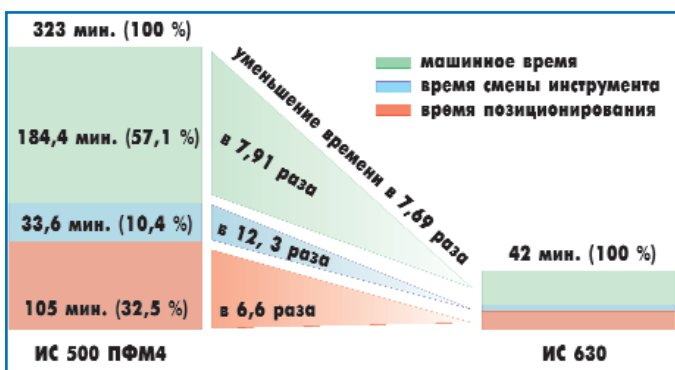
Благодаря применению самых современных комплектующих изделий импортного производства (рельсовые роликовые опоры

временному зажиму на конус и торец шпинделя уменьшается деформация, так как инструмент и шпиндель становятся единой жесткой системой. Статистическая податливость при применении инструмента типа HSK в 6...7 раз выше, чем у хвостовиков с конусом 7:24.

Для исключения закупок по импорту принято решение организовать с ноября 2000 г. на ОАО "ИЗТС" серийное производство инструмента HSK. По требованию заказчика шпиндельное устройство может иметь исполнение по конусу инструмента: SK40, SK50, HSK63 и HSK100.

В настоящее время проектируются и скоро будут изготавливаться станки с пятью одновременно управляемыми координатами. Эти ОЦ предназначены в первую очередь для предприятий авиамоторостроения (обработка лопаток ГТД, крыльчаток и т.д.).

АНАЛИЗ СТРУКТУРЫ ВРЕМЕНИ ОБРАБОТКИ КАРТЕРА ДВИГАТЕЛЯ



ОАО "ИЗТС"
Россия, 153032, Иваново,
ул. Станкостроителей, 1.
Тел.: (0932) 32-90-32.
Тел./Факс: (0932) 23-46-01.
Факс: (0932) 23-33-76.
E-mail: stsis@evropa/ivanovo.ru



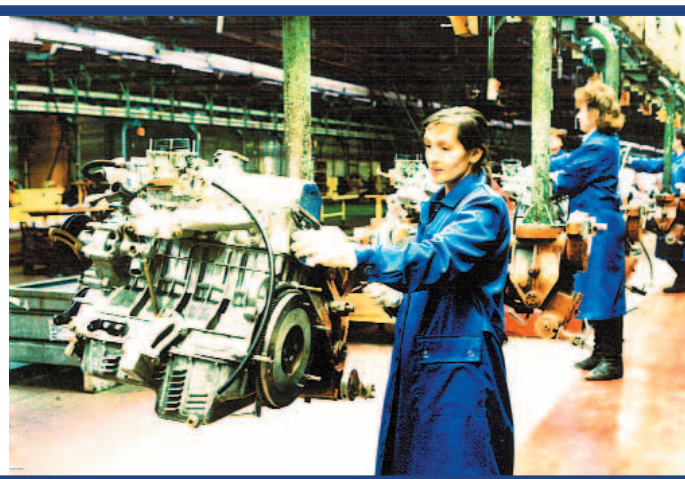
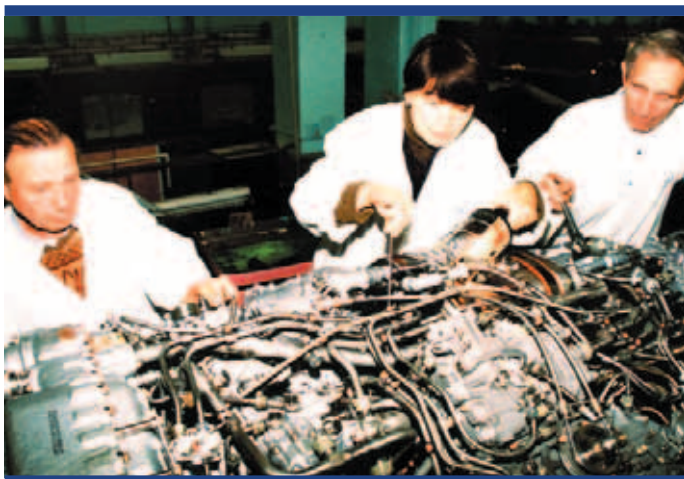
"У" УМПО

**ЗАВТРА
СЕГОДНЯ,
ВЧЕРА,**



Открытое акционерное общество "Уфимское моторостроительное производственное объединение" – крупнейшее в России двигателестроительное предприятие. 17 июля текущего года ему исполнилось 75 лет. За эти годы объединением выпущено десятки тысяч авиационных двигателей 51 модели и модификации для 168 типов и модификаций самолётов, эксплуатируемых в 49 странах мира. Объединение награждено двумя орденами Ленина, орденом Боевого Красного Знамени, удостоено шести международных наград.

Валерий Лесунов,
генеральный директор
ОАО "УМПО"



Предприятие имеет два исторических корня - в Рыбинске, где 75 лет назад был основан авиамоторный завод № 26, и в Уфе, где в 1931 г. началось строительство Уфимского моторного завода. В самом начале Великой Отечественной войны произошло слияние завода в Уфе и эвакуированного рыбинского завода. Новое предприятие стало их правопреемником с сохранением № 26. В дальнейшем его переименовали в Уфимский моторостроительный завод, на базе которого в 1978 г. создано Уфимское моторостроительное производственное объединение, ставшее в 1993 г. открытым акционерным обществом "УМПО".

Главное испытание коллектив уфимских моторостроителей выдержал в годы войны. Тогда было изготовлено свыше 97 тыс. моторов для 16 типов и модификаций серийных и для трех типов экспериментальных и опытных самолетов. На каждом третьем боевом самолете стоял двигатель уфимского завода. За четыре военных года мощность выпускаемых моторов увеличилась с 1100 до 1650 л.с. Самолет Як-9У с мотором М-107А был признан самым быстрым отечественным истребителем того времени.

После войны завод одним из первых в отрасли приступил к серийному изготовлению турбореактивных двигателей, начав с семейств РД-10 и РД-45. В последующие годы он выпускал двигатели ВК-1, РД-9Б, РИФ-300, Р29Б-300, Р13-300, Р25-300, Р-95Ш и их модификации.

Среди производимых ОАО "УМПО" авиационных двигателей следует особо отметить двигатель четвертого поколения АЛ-31Ф разработки ОАО "А. Люлька-Сатурн" для всемирно известных самолетов семейства Су-27. Освоение АЛ-31Ф, начатое в 1976 г.,

стало для объединения настоящим технологическим прорывом, во многом определившим судьбу предприятия. Именно благодаря экспорту этого двигателя УМПО удалось не растерять технический и кадровый потенциал и сохранить лидирующие позиции в отечественном авиадвигателестроении, подтверждением чему стало ежегодное присвоение статуса "Лидер российской экономики".

В истории предприятия есть много замечательных страниц, связанных не только с авиацией, но и с другими направлениями производственной деятельности: в большом ассортименте выпускается наукоемкая гражданская продукция и товары народного потребления.

Объединение выпускает автомобильные двигатели с 1965 г., а в конце 2000 г. их счет перевалил за 8-миллионную отметку. В настоящее время производятся двигатели с рабочим объемом 1,6; 1,7; 1,8 и 2,0 л. Совместно с австрийской фирмой AVL ведется разработка и передача в производство нового автомобильного двигателя, отвечающего современным мировым техническим и экологическим требованиям. Изготовлено свыше 140 тыс. комбайновых моторов, более 3 млн малолитражных бензиновых двигателей семейства ЗИД-4,5, УМЗ-5, УМЗ-341, почти 130 тыс. мотоблоков и более 8 тыс. снегоходов.

Предприятие продолжает жить и работать в напряженном ритме, осваивая производство все новых и новых изделий. Так, создана новая модификация авиационного турбореактивного двигателя - АЛ-31ФП. Это качественно новый двигатель с поворотным реактивным соплом, позволяющим управлять вектором тяги. В России двигатель подобного типа начнет серийно выпускаться раньше, чем в других странах мира. В соответствии с межправительственными соглашениями готовятся контракты на лицензионное производство



АЛ-31ФП в некоторых странах, закупивших этот двигатель. ОАО "УМПО" определено головным предприятием, отвечающим за выполнение соответствующих контрактов.

Совместно с российскими и украинскими предприятиями освоены новые двигатели: Д-436ТП для среднемагистрального самолета

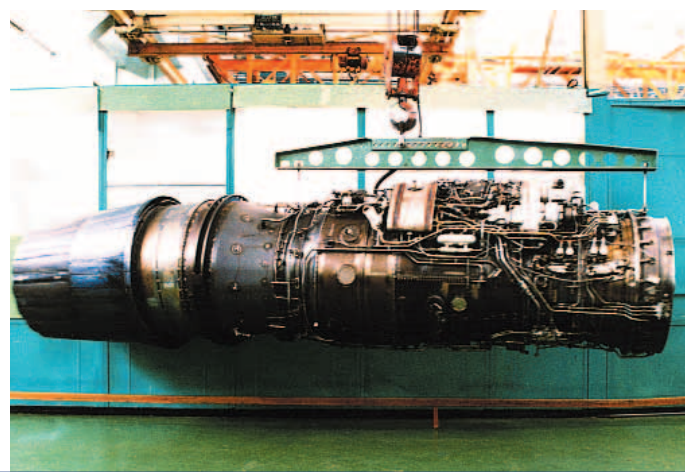
ОАО "УМПО" имеет очень хорошие перспективы по производству газотурбинного двигателя АЛ-31СТ, созданного на базе АЛ-31Ф и предназначенного для газоперекачивающих агрегатов мощностью 16...20 МВт. В составе агрегата ГПАЦ-16 привод уже прошел приемочные испытания и успешно работает на шести



Ту-334 и Д-436ТП для реактивной амфибии Бе-200. В настоящее время эти самолеты выполняют программу летных испытаний.

В перспективе - производство двигателя очередного поколения конструкции ОАО "А.Людья-Сатурн" - АЛ-41Ф, в освоении которого предприятие участвует совместно с Федеральным Государственным НПЦ "ММПП "Салют" и ОАО "Рыбинские моторы".

Новое направление в деятельности объединения - изготовление ПТД для газоперекачивающих станций и энергоустановок.



станциях ОАО "Газпром". Разработано восемь вариантов его применения при реконструкции и строительстве новых компрессорных станций на магистральных газопроводах, а также для привода электрогенератора в составе блочно-модульной энергетической установки мощностью до 20 МВт.

Отмечая 75-летний юбилей, коллектив ОАО "УМПО" гордится своей историей и вкладом в развитие двигателестроения нашей страны. Традиции коллектива, огромный накопленный потенциал позволяют уфимским моторостроителям уверенно идти в XXI век.

Редакция журнала "Двигатель" поздравляет признанного лидера экономики - крупнейшее двигателестроительное предприятие ОАО "Уфимское моторостроительное производственное объединение" с 75-летием и желает коллективу дальнейших успехов в развитии науки и промышленности России.

"UMPO" YESTERDAY, TODAY, TOMORROW

Joint-stock company "UMPO" is the largest engine-building enterprise in Russia. On 17 of July, 2000, it has marked the 75-year's anniversary. During these years company has constructed hundreds thousand aero-engines of 51 models. The airplanes equipped with these drives are used in 49 countries. The enterprise was awarded with two Orders of Lenin, Order of a Battle Red Banner and with six international orders. The enterprise has two historical sources - in Rybinsk where 75 years ago an aero-engines factory No 26 was organized, and in Ufa where the construction of the Ufa-motor factory has begun in 1931. Just at the beginning of Great Patriotic war there was a junction of a factory in Ufa and evacuated Rybinsk factory.

The war was the principle trial for the collective of Ufa engine-builders. More than 97 thousand motors of 16 types and modifications were manufactured during four years. Each third Soviet warplane during WW2 was equipped with an engine produced by Ufa factory. After the war the factory has begun production of turbojet drives, mainly RD-10 and RD-45. Per consequent years it emitted engines VK-1, RD-9B, RIF-300, R29B-300, R13-300, R25-300, R-95Sh and their modification. Among "UMPO" aero-engines it is necessary to mark a motor of the fourth generation AL-31F developed by joint-stock company "A. Ludka - Saturn" for the world famous airplanes of Su-27 family. Due to export of this engine "UMPO" received a possibility to keep its engineering and personnel potential and to save leading positions in aero-engine manufacturing. Affirming to that became annual appropriation of the status "the Leader of the Russian economy".

СВАР

ЕСЛИ
КА,ТО ЭЛЕКТРОННО-
ЛУЧЕВАЯ

ФНПЦ "ММПП "Салют":
Юрий Елисеев,
 генеральный директор, к.т.н.
Валерий Гейкин,
 главный сварщик, д.т.н.
Валерий Поклад,
 главный инженер

Развитие производства газотурбинных двигателей (ГТД) неразрывно связано с использованием новых материалов и наукоемких технологий. Одним из путей повышения качества и технологичности конструкций ГТД, коэффициента использования металла, снижения трудоёмкости и энергоёмкости является применение сварных и паяных конструкций. Сварка должна обеспечить соединение, близкое по свойствам к основному материалу, геометрическую точность, а также герметичность. Этим требованиям отвечают автоматическая аргонодуговая (ААДС), электронно-лучевая (ЭЛС), лазерная сварка, сварка с принудительным охлаждением шва, диффузионная сварка и пайка.

Несмотря на то, что первые попытки применения аргонодуговой сварки жаропрочных сплавов при серийном производстве не удовлетворяли требованиям по точности из-за недопустимых величин деформации материалов, в настоящее время в авиационном двигателестроении наиболее широкое распространение получил именно этот вид сварки (до 60 % общего объема). Как показала практика ММПП "Салют", весьма перспективна сварка высокоэнергетическим потоком электронов с ускоряющим напряжением от 30 до 150 кВ. Сфокусированный пучок вводится вглубь свариваемого материала через узкий парогазовый канал, чем достигается минимальная деформация. На ЭЛС приходится сейчас до 30 % общего объема сварочных работ, а в ближайшие годы ожидается рост до 40 %. Все больше находит применение близкая к ЭЛС лазерная сварка. И если экономичность лазерной и электронно-лучевой сварки приблизительно одинаковы при мощности до 2,5 кВт, то при мощности 5 кВт и выше предпочтение отдаётся ЭЛС.

Электронно-лучевая сварка имеет определенные преимущества по сравнению с традиционными методами сварки плавлением благодаря высокой плотности энергии в пятне нагрева, надежной вакуумной защите металла сварочной ванны, малому объему расплавленного металла, кратковременности теплового воздействия и незначительным деформациям соединяемых деталей. Высокая точность, достигнутая при ЭЛС, позволила соединять практически окончательно обработанные детали. На ММПП "Салют" прежде всего это коснулось роторных конструкций (до 60 % всего объема сварки), корпусных деталей (25 %), валов (10 %) из титановых, никелевых, алюминиевых сплавов и высокопрочных сталей. Перспективно использование ЭЛС для соединения составных конструкций сложного профиля с переменной толщиной, а также лопаток турбин.

При выборе режима ЭЛС обычно исходят из необходимости формирования шва требуемой геометрии в поперечном сечении и получения сварного соединения с заданными свойствами. При отклонении параметров процесса сварки от оптимальных в швах появляются дефекты, причем это происходит даже на хорошо свариваемых материалах. К этим основным параметрам относятся ускоряющее напряжение, ток (мощность) электронного пучка, угол его сходимости, скорость сварки, радиус и положение минимального поперечного сечения пучка, точность совмещения пучка со стыком. Получение шва необходимой геометрии и качества достигается выбором соответствующих параметров, как правило, на основании практического опыта применительно к каждому из свариваемых материалов, например, по предварительно построенным зависимостям положения фокуса электронного пучка от тока фокусирующей линзы.

При электронно-лучевой сварке возможны типовые дефекты формирования шва, которые характерны и для традиционных методов сварки плавлением. Часть дефектов (непровары, подрезы, провисание шва, повышенное разбрызгивание) связана с нарушением режимов сварки, низкой квалификацией оператора, сбоями в работе оборудования, а другая часть (трещины, поры, раковины) обусловлена металлургическими процессами, проходящими в сварочной ванне.

Однако при ЭЛС возникают и специфические дефекты, связанные с использованием высококонцентрированных потоков энергии: корневые дефекты (рис. 1) и протяженные полости в металле шва (рис. 2).

Корневые дефекты возникают в результате колебания глубины проплавления, наличия несплавлений и полостей в корневых пиках. Причины возникновения корневых дефектов могут быть объяснены на основе гидродинамической теории. Капельно-волновые перемещения жидкого металла вдоль стенок паро-динамического канала экранируют от воздействия электронного пучка различные участки, в том числе и дно. За то время, пока жидкий металл вытесняется со дна канала реакцией отдачи при испарении, электронный пучок перемещается на некоторое расстояние и просверливает новый пик. Когда канал широкий, то глубина шва претерпевает лишь малые колебания. Если его поперечные размеры сравнимы с амплитудой возмущений, то возможно возникновение перемычек. При этом резко возрастает реакция отдачи паров, воздействующих на перемычку, жидкий металл устремляется в узкий корень канала, но быстрая кристаллизация нижней части перемычки останавливает это движение, образуя тем самым полый пик. В этом случае наблюдаются значительные колебания глубины шва.

Для предотвращения корневых дефектов необходимо формиро-

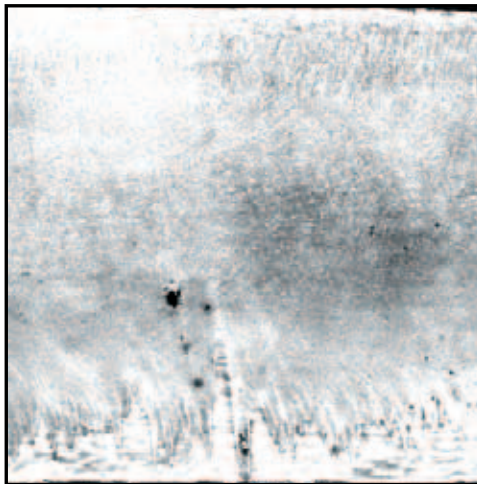


Рис. 1. Корневые дефекты



Рис. 2. Протяженные полости (поперечный (а) и продольный (б) разрезы)

вать достаточно широкой пародинамический канал с закругленным дном. Форма канала зависит от распределения плотности электронного пучка в зоне сварки. Одним только выбором уровня фокусировки электронного пучка не удастся полностью предотвратить указанные дефекты. Требуемое распределение можно получить с помощью кругового сканирования электронного пучка. Расширение корня шва уменьшает и вероятность несплавления свариваемых кромок.

Механизм образования протяженных полостей пока остается спорным. Причиной возникновения полостей может быть как повышенное газосодержание в металле, так и аномально высокое локальное давление пара в канале. Указанные дефекты появляются, как правило, при ЭЛС деталей толщиной более 40 мм, что не характерно для двигателестроения.

В настоящее время работы в области ЭЛС проводятся по следующим основным направлениям:

- обеспечение качества металла сварных соединений на участке замыкания кольцевых швов;
- сварка с различной ориентацией изделия и шва;
- управление химическим составом металла шва;
- устранение дефектов в металле сварного соединения;
- сварка деталей с переменной толщиной стыка;
- сварка разнородных материалов;
- ремонт деталей и узлов.

Как отмечалось выше, в производстве ГТД наиболее широко ЭЛС применяется при изготовлении роторных конструкций. На рис. 3 показана типовая сварная роторная конструкция из жаропрочного титанового сплава. Изготовить подобный ротор, ис-

пользуя другие способы сварки, затруднительно или вообще не представляется возможным из-за больших остаточных напряжений и деформаций. Изготовление сварных крупногабаритных деталей ГТД, таких как корпуса, проставки, кольца (рис. 4), давно успешно освоено на серийных предприятиях.

Перспективно использование ЭЛС для создания цельносварных роторных конструкций: моноколес, гибких валов. При этом особую роль следует отвести разработке и освоению новых технологических процессов, позволяющих обходиться без последующей механической обработки корня шва. В частности, при изготовлении цельносварных роторов затруднена обработка корня шва. Что касается технологий, то кроме решения

задач по обеспечению защиты полотна диска барабана от воздействия проходящего электронного пучка и поверхности деталей от брызг расплавленного металла, требуется отработать сварку:

- с поддержанием требуемой глубины проплавления;
- с обратным формированием металла шва и др.

Наиболее полно технологические преимущества ЭЛС, заключающиеся, в первую очередь, в высокой производительности, экономичности, точности, качестве сварных соединений, могут проявиться только при использовании надежных источников питания (энергоблоков, сварочных пушек), а также систем контроля и управления процессом. Последние десять лет по ряду причин в России не выпускаются источники питания для ЭЛС, хотя авиационная промышленность всегда выступала заказчиком электронно-лучевого оборудования. Сварочное оборудование, находящееся в эксплуатации на предприятиях, физически и морально устарело, что значительно снижает уровень производства ГТД. Поэтому одной из приоритетных задач является разработка и выпуск современного отечественного стабилизированного источника питания мощностью 15 кВт с ускоряющим напряжением 60 кВ. Совмещение сварочного оборудования с автоматизированными системами контроля и управления процессом ЭЛС обеспечивает:

- повышение качества сварных соединений путем стабилизации и оптимизации геометрических параметров шва и исключения дефектов;
- автоматическую регистрацию параметров режима сварки;
- минимальные энергетические затраты на выполнение сварных



Рис. 3. Цельносварные роторные конструкции

соединений путем оптимизации геометрических характеристик электронного луча;

- повышение производительности сварки путем совмещения вспомогательных операций;
- повышение надежности и долговечности оборудования в результате использования автоматизированного контроля за состоянием механизмов и учета времени его работы.

Увеличение рабочих температур в ГТД потребовало применения новых дисперсионно-упрочняемых жаропрочных сплавов. Указанные сплавы, в частности, типа ЖС не поддаются сварке и с трудом паяются, а многие литейные сплавы весьма склонны при сварке к образованию горячих трещин. Поэтому актуальным является разработка новых способов пайки и сварки. Паяные соединения, как известно, весьма технологичны и имеют достаточно высокие прочностные характеристики. В настоящее время пайкой соединяют коррозионно-стойкие стали, многие жаропрочные титановые и алюминиевые сплавы. Поддаются пайке и металлы с керамикой, графитом, а также термодинамически несовместимые материалы. Пайка применяется при соединении деталей направляющего аппарата компрессора, соплового аппарата турбины, форсунок, сотовых уплотнений, трубопроводов, а также для исправления различных дефектов.

Упомянутые сплавы типа ЖС, легированные значительным количеством Al, Ti, Cr, образуют на своей поверхности пленку плотных и весьма устойчивых окислов. Поэтому пайка такого рода материалов обязательно должна проводиться в высоком вакууме (до $5 \cdot 10^{-2}$ Па), что весьма сложно. Поэтому возникла необходимость поиска новых технологических сред и оснастки, позволяющих осуществлять пайку крупногабаритных узлов из высоколегированных литейных жаропрочных сплавов типа ЖС6 в обычных печах для термической обработки. Поиск увенчался успехом. Был разработан композиционный припой ВПр11-40Н, позволяющий получать соединения с зазорами до 1,5 мм при любом пространственном положении паяного узла. Другим достижением можно считать получение активных газовых сред, состоящих из смеси аргона и продуктов разложения галогенов, а также разработку оригинальных конструкций контейнеров для пайки. В результате стало возможным осуществить пайку сопловых аппаратов, лопаток и блоков сопловых аппаратов, узлов камер сгорания, рабочих лопаток турбин, створок регулируемого сопла, лопаток компрессора высокого давления и многих других деталей.

Внедрение технологии пайки композиционным припоем с большими зазорами позволило значительно снизить трудоемкость предварительной механической обработки и создать крупногабаритные узлы сопловых аппаратов сложной конструкции. Это, в свою очередь, позволило значительно снизить удельный расход топлива и повысить температуру рабочих газов на 30°C в газотурбинных двигателях.

Новый процесс пайки лег в основу разработанной технологии ремонта деталей горячего тракта (дефектов литья при изготовлении двигателя и эксплуатационных дефектов) и позволил проводить ремонт не только в вакууме, но и в указанных активных средах. Это на 40 % повысило выход годных деталей после литья.

Для сварки и ремонта деталей и узлов из дисперсионно-твердеющих жаропрочных и титановых сплавов, склонных к образованию горячих трещин при сварке и эксплуатации при высоких температурах, разработаны технология и оборудование сварки с принудительным локальным охлаждением. Технология предусматривает подачу во время сварки к задней границе сварочной ванны жидкого хладагента (воды). Процесс обеспечивает минимальные деформации



Рис. 4. Корпусная конструкция после ЭЛС

и остаточные напряжения, отсутствие горячих трещин в шве и повышение стойкости сварных конструкций при эксплуатации.

Наиболее универсальным и дешевым способом ремонта деталей и узлов является сварка (наплавка) в среде защитных газов. Это относится, в частности, к ручной аргонодуговой сварке. Однако швы имеют при этом все присущие ручному процессу недостатки. Попытки использовать для этих целей механизированную аргонодуговую сварку неплавящимся электродом к успеху не привели из-за неудовлетворительного формирования наплавочных валиков. Благодаря усилиям специалистов НИИД и ММПП "Салют" был разработан и внедрен более совершенный процесс сварки неплавящимся электродом с импульсной подачей присадочной проволоки. Это позволило успешно осуществлять ремонт лопаток (кромки, замковые соединения), крыльчаток и крупных резьб, и даже заменить традиционную ААДС там, где имеются повышенные требования к формированию сварных швов.

DIGEST

ELECTRON-BEAM WELDING IS A GOOD CHOICE

Welding should provide welded joints having very similar properties as the base material, as well as dimensional accuracy and air-tightness. The automatic argon-arc welding (today this type of welding occupies 60% in aviation engines), the electron-beam welding, the laser welding, the welding with forced cooling of welding seams, the diffusion welding and brazing - any one of them fits well these requirements. The electron-beam welding accounts for 30% of welding works and, as expected, it will grow up to 40 %. High accuracy of the electron-beam welding makes possible to weld practically finish-machined components. MMPP "Salute" uses this welding for rotors (up to 60% of total welding works), casing parts (25 %), shafts (10 %) manufactured from titanium, nickel, aluminum alloys and high-strength steels. Nowadays, works in the field of electron-beam welding are performed in the following directions: upgrading of metal quality in welded joints and elimination of imperfections; welding with various orientations of a product and a welding seam; control of chemical composition of joints; welding of components with a variable thickness of the welding seam; welding of different materials. By combination of welding machines with automated systems of monitoring and control, the electron-beam welding process guarantees: a) high quality of welded joints; b) automatic recording of welding parameters; c) minimal power consumption; d) an increase in welding rate by overlapping of auxiliary operations; e) an increase of reliability and service life of welding machines as a result of automated control of state and due account of operating time of mechanics. Joint efforts of NIID (Research Institute of Technology and Organizing of Engines Manufacturing) and MMPP "Salute" resulted in development and introduction of the improved welding process by a nonconsumable electrode with pulse feeding of a filling wire. This resulted in successful repairing of blades, impellers, coarse threads, components and parts with stringent requirements to welding seams.

КРИОГЕННЫЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ ИЗ САМАРЫ

По прогнозам комиссии ЮНЕСКО в начале наступающего тысячелетия будут исчерпаны разведанные запасы нефти. Авиационный керосин вначале станет безумно дорогим, а затем исчезнет.

ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова":

Евгений Гриценко,

генеральный директор -

генеральный конструктор, д.т.н.

Владимир Орлов,

советник, д.т.н.



Ту-156

Самарский научно-технический комплекс им. Н.Д. Кузнецова с середины 70-х занимается проблемой применения альтернативных топлив в авиации, считая эту проблему важной и актуальной.

Исследования подвергались: синтетические топлива, жидкий водород, жидкий метан, сжиженный природный газ, метанол, аммиак, ацетилен, гидразин, монометиламин, пропан-бутановая смесь. Предпочтение было отдано криогенным топливам: жидкому водороду и сжиженному природному газу (СПГ), состоящему преимущественно из метана, теплотворная способность которого на 15 % выше, чем у керосина. Но наиболее перспективным является жидкий водород: по теплотворной способности он в 2,8 раза калорийнее керосина.

Особенностью жидкого водорода и СПГ является их меньшая, по сравнению с керосином, плотность и, главное, низкая температура кипения.

Наименование топлива	Плотность, кг/м ³	Температура кипения, °С	Низшая теплотворная способность, ккал/кг	Температура горения, К
Керосин	780	+220	10 250	2335
Жидкий водород	70,8	-253	28 660	2508
Жидкий метан	422	-161	11 500	2287

Меньшая плотность требует размещения на борту самолета топливных баков больших размеров, что приводит к увеличению габаритов "криогенного" самолета и некоторому ухудшению его летно-технических характеристик (ЛТХ), поскольку возрастает лобовое сопротивление и на 10...18 % ухудшается аэродинамическое качество. Кроме того, хранение криогенного топлива требует теплоизоляции баков и создания специальных систем, обеспечивающих необходимый режим хранения топлива.

Анализ, проведенный нами совместно с самолетной фирмой и институтами, показал, что достоинства жидкого водорода как авиационного топлива превалируют над его недостатками. Так, несмотря на ухудшение ЛТХ "водородного" самолета, он, тем не менее, имеет преимущества в сравнении с "керосиновым" по запасу топлива на 64...75 %, по массе самолета - на 25...51 % и по

тяге двигателя - на 12...49 %, достигнутые за счет высокой теплотворной способности водорода.

Исследования термодинамических циклов и удельных характеристик дозвуковых двухконтурных газотурбинных двигателей в условиях крейсерского полета ($H=11$ км, $M=0,82$) при температуре перед турбиной $T^*=1500$ К, степени двухконтурности двигателей 5...9, степени повышения давления в компрессоре $\pi_c=25...45$ также показывают, что применение жидкого водорода обеспечивает существенный экономический выигрыш. Кроме сказанного, отметим, что использование жидкого водорода для охлаждения агрегатов двигателя позволяет дополнительно увеличить его удельную тягу на 10...13 % и на 5...6 % уменьшить размер.

Таким образом, использование жидкого водорода обеспечивает освоение высоких степеней повышения давления в компрессоре, а также обеспечивает главное - улучшение экономичности двигателя за счет высокой теплотворной способности нового топлива. Что же касается пожароопасности жидкого водорода, особенно при аварийных ситуациях, то проведенные у нас и за рубежом исследования показали, что в связи с быстрой его испаряемостью эта опасность даже меньше, чем при утечках аналогичного количества керосина. При соблюдении требований к герметичности систем и правил техники безопасности, эксплуатационные требования к жидкому водороду не жестче, чем требования к авиационному бензину, на котором десятки лет велась и продолжается ныне эксплуатация самолетов.

На первом этапе для решения проблемы использования жидкого водорода в качестве топлива было признано целесообразным: принять в качестве базового двухконтурный двигатель НК-8-2 с тягой 10 500 кгс. Его переоборудовали под питание жидким водородом без изменения газозвдушного тракта, силовой схемы и схемы валопроводов. Такое упрощение позволило сосредоточить работы на выборе и анализе пневмогидравлической схемы, системы регулирования и уп-

равления двигателем, выборе типа насоса и его привода, изучении процессов газификации и сгорания жидкого водорода. Кроме того, экспериментальный самолет Ту-155, переоборудованный из пассажирского Ту-154, было решено оснастить только одним водородным двигателем, а другие два оставить работающими на керосине.

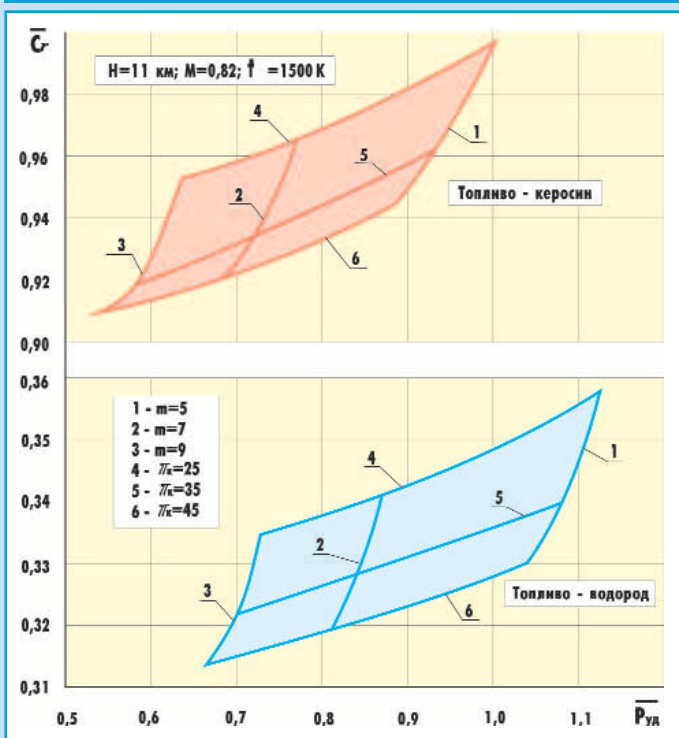
Особенности теплофизических свойств жидкого водорода, его взрыво- и пожароопасность определили следующие компоновочные решения:

- водородные агрегаты располагаются на верхней части облочки наружного контура двигателя в специальном отсеке - контейнере, который снабжен датчиками системы предупреждения о пожаре и взрывоопасной концентрации водорода, системой продувки воздухом и системой продувки инертным газом при достижении концентрации водорода, близкой к опасной;

- основные функциональные водородные агрегаты и участки трубопроводов между ними теплоизолированы;
 - система топливоподдачи содержит минимальное количество разъемных соединений.

Проведенные исследования и доводка систем, агрегатов и узлов на отдельных стендах, демонстрационном двигателе позволили создать экспериментальный двигатель НК-88, работающий на жидком водороде. При первых испытаниях НК-88 выяснилось, что в жидком виде водород подавать в камеру сгорания нельзя из-за его вскипания во фронтном устройстве и форсунках, что приводило к появлению низкочастотных пульсаций и "раскачке" обо-

ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ЭКОНОМИЧНОСТЬ ГТД ПРИ РАБОТЕ НА РАЗЛИЧНЫХ ВИДАХ ТОПЛИВА



ротов двигателя. В итоге был создан теплообменник-газификатор, который установили за турбиной.

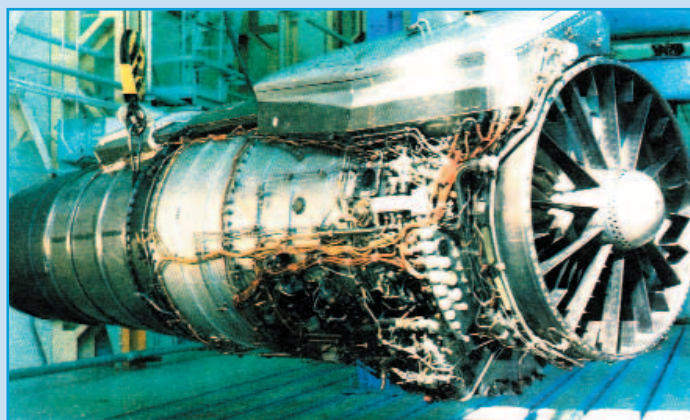
В ходе стендовых испытаний пневмогидравлическая схема двигателя обеспечила динамическую устойчивость системы топливоподдачи и двигателя в целом во всем диапазоне эксплуатационных режимов. Экспериментальный НК-88 смонтировали на самолете Ту-155, и в апреле 1988 г. были начаты его летно-конструкторские испытания. Они подтвердили правильность и жизнеспособность выбранных конструктивных решений, позволяющих перейти к созданию целевого двигателя для целевого самолета.

В связи с тем, что дальнейшие работы по водородным двигателям и самолетам были приостановлены, начиная с первой половины 80-х гг., мы начали серьезное изучение и исследование применения СПГ в качестве альтернативного топлива для авиации. СПГ имеет веские преимущества перед авиационным керосином по величине вредных выбросов в атмосферу, его стоимость не превышает стоимости авиационного керосина, а при массовом употреблении может быть значительно ниже. Поэтому в своих дальнейших исследованиях мы работали только с СПГ.

Мы полагаем также, что на первом этапе внедрения СПГ в качестве топлива для авиации необходимо предусмотреть возможность работы двигателя как на СПГ, так и на керосине, т.е. создать двухтопливную систему питания двигателя. Такое предложение легко объяснимо: ведь на первом этапе освоения СПГ, будет немного аэропортов, оборудованных средствами получения и заправки сжиженным газом, а на "двухтопливном" самолете можно будет совершать полеты не опасаясь, что вынужденная посадка по метеоусловиям на аэродром, не работающий с СПГ, приведет к сложной организационно-технической проблеме.

В 1986 г. начались испытания экспериментального двигателя НК-88 на СПГ. Поскольку все системы двигателя были спроектированы для жидкого водорода, то их можно было использовать для СПГ, температура кипения которого на сотню градусов выше температуры кипения жидкого водорода. Некоторые изменения были сделаны в турбонасосной системе питания, системе регулирования и в теплообменнике-газификаторе. Испытания прошли удовлетворительно и подтвердили принципиальную возможность использования СПГ в качестве топлива для авиации.

В январе 1989 г. экспериментальный самолет Ту-155, переоборудованный под СПГ, совершил первый полет. В октябре 1989 г. он совершил показательный перелет по маршруту Москва - Братислава - Ницца (Франция) на 9-й Международный конгресс по природному газу. В мае 1990 г. этот же самолет побывал на Ганноверской



НК-88

(ФРГ) авиационной выставке. Через год Ту-155 совершил полет по маршруту Москва - Берлин для участия в очередном Международном конгрессе по природному газу.

Таким образом, первый этап создания демонстрационного экспериментального двигателя и самолета с СПГ был успешно завершен. Следовало переходить к следующему этапу - разработке двигателей и самолетов целевого назначения для совершения грузовых и пассажирских перевозок.

Применение жидкого водорода и СПГ решает проблему создания экологически чистого газотурбинного двигателя при использовании камеры сгорания традиционной конструкции или ее несколько модифицированного варианта. В разработанном двигателе метан подается в зону горения в газообразном состоянии. Меньшая температура пламени в ГТД, работающем на СПГ ($T=2287$ К) по сравнению с двигателями, работающими на керосино-воздушных смесях, обуславливает экологическую чистоту выхлопных газов (низкий уровень эмиссии CO и полное отсутствие частиц углерода). Той же причиной теоретически обусловлена

меньшая концентрация NOx. Наши исследования показали, что при переходе с керосина на СПГ концентрация окислов азота в выхлопных газах падает на 30 %. С учетом более высокой теплопроводной способности СПГ, уменьшающей потребное количество топлива, массовый выброс NOx сокращается еще на 10 %.

Газообразное состояние СПГ позволяет достичь высокой степени однородности смеси. Использование этого качества требует создания специальных камер сгорания, в которых обеспечивается высокая степень гомогенизации смеси СПГ с воздухом, что позволит сжигать "бедные" смеси и, тем самым, дополнительно уменьшить вредные выбросы в 1,5...2 раза.

23 апреля 1994 г. вышло Постановление правительства РФ № 368 "О создании грузопассажирского самолета Ту-156 с двигателями НК-89, работающими на криогенном газовом топливе", однако до настоящего времени оно не профинансировано.

А работа предстоит большая. Только для доводки двигателя НК-89 необходимо:

- завершить работы по обеспечению плавного, без потерь тяги, перехода с керосина на СПГ и обратно (эти работы проводились и дали удовлетворительный результат, но они еще не завершены);
- улучшить смесеобразование в камере сгорания чтобы уложиться в перспективные нормы ИКАО по эмиссии CO и CH;
- отработать подшипники турбонасосного агрегата (ТНА), способные работать в среде СПГ, либо перевести подшипники на масляную смазку. Проработка такого ТНА выполнена, требуется доводка;
- в связи с тем, что по требованиям разработчиков самолета максимальное давление в баках СПГ снижено до уровня 3 кг/см²,



Ту-154

перевозки будут крайне ограничены, и для них потребуются не более двух самолетов. Для расширения перевозок, придется создавать вновь всю инфраструктуру для СПГ, поскольку в России аналогов нет. Как она сама, так и составляющие ее элементы, будут нуждаться в доводке и отработке. Пока это не произойдет, рейсы самолетов будут редкими. Затраты на создание самолета и двигателя нового поколения потребуют на порядок больше средств, чем для самолета Ту-156 и двигателя НК-89 и учитывая состояние экономики России, более выгодно отработать весь комплекс проблем создания и эксплуатации самолета и двигателя на СПГ и инфраструктуры получения, хранения и транспортировки на базе уже имеющейся техники. После отработки всех проблемных вопросов следует начать проектирование и создание самолетов и двигателей нового поколения, работающих на СПГ.

Создание самолета Ту-156 с двигателями НК-89 с учетом на-

ОТНОСИТЕЛЬНЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ САМОЛЕТОВ С ДВИГАТЕЛЯМИ, РАБОТАЮЩИМИ НА КЕРОСИНЕ И ВОДОРОДЕ

Показатель	Самолет с двигателями на керосине	Дозвуковой самолет с двигателями на водороде	Сверхзвуковой самолет с двигателями на водороде
Стоимость	100 %	102 %	71 %
Крейсерское аэродинамическое качество	100 %	90 %	82 %
Потребная тяга одного двигателя	100 %	88 %	51 %
Масса топлива	100 %	36 %	25 %
Взлетная масса	100 %	75 %	49 %

перед ТНА установлен преднасос, прошедший первые испытания с удовлетворительными результатами. Необходима его отработка на длительный ресурс;

- провести дальнейшую модернизацию системы регулирования и управления (САР) и ввести в ее состав регулятор расхода. Техническое задание на новую систему САР согласовано с разработчиками НПП "ЭГА", но из-за отсутствия средств работы приостановлены.

В настоящее время СНТК располагает двумя двигателями НК-89. Кроме того, для поставки самолетчикам получены три базовых двигателя НК-8-2У, которые необходимо переоборудовать в НК-89. При наличии финансирования закончить работу по созданию двигателя НК-89 можно за четыре года.

В последнее время поднимался вопрос о целесообразности создания самолета Ту-156 с двигателями НК-89 на базе уже устаревшего самолета Ту-154 с двигателями НК-8-2У. Наши оппоненты задают вопрос: не лучше ли разработать новый, современный двигатель, работающий на СПГ, и соответствующий самолет? Нам представляется, однако, что эти работы целесообразны, поскольку, прежде всего, в связи с отсутствием инфраструктуры получения, хранения и транспортировки СПГ первоначально необходимыми системами будут оборудованы два, максимум три, аэропорта. Это означает, что на первом этапе грузопассажирские

копленного опыта по самолету Ту-155 с двигателями НК-88 позволит в сравнительно короткие сроки и с наименьшими затратами решить комплексную проблему освоения альтернативного криогенного топлива в авиации, включая инфраструктуру аэродромного обслуживания.

Что касается более отдаленной перспективы, то наше ОКБ выполнило проработку "под СПГ" модификации двигателя НК-93, получившей наименование НК-94. Параметры криогенной системы топливопитания НК-94 значительно более напряженные, чем у НК-89, и требуют больших затрат на отработку и обеспечение надежности и ресурса.

Учитывая важность и актуальность перехода российской авиации с керосина на СПГ, нами предлагаются две государственные программы поддержки этой работы:

- программа по применению СПГ в авиации, предусматривающая финансирование создания самолетов, двигателей и инфраструктуры наземных средств получения, хранения и транспортировки СПГ;

- программа разработки экологически чистого двигателя.

Реализация данных программ позволит отечественной авиации выйти на новый уровень развития и обеспечит ей высокую конкурентоспособность.



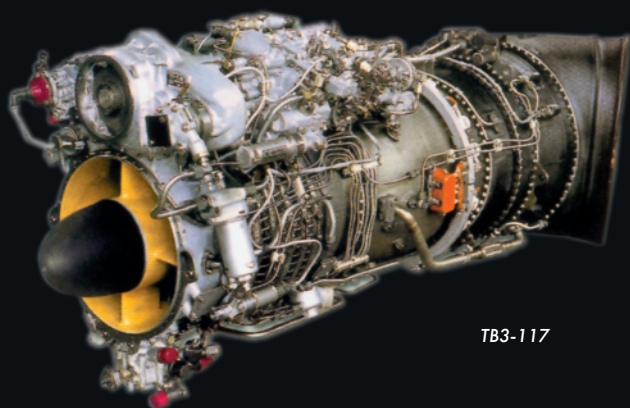
СЕМЕЙСТВО

ГУП "Завод им. В.Я. Климова":

Петр Изотов,
главный конструктор
Данила Изотов,
менеджер по рекламе

Под руководством главного конструктора С.П. Изотова в 1965 г. в ОКБ Ленинградского машиностроительного завода им. В.Я. Климова началась разработка двигателя ТВЗ-117 мощностью 2200 л.с. При его проектировании был учтен опыт создания и эксплуатации двигателей ГД-350 и ТВ2-117.

ТВЗ-117



ТВЗ-117

Значительный количественный рост парка вертолетов в середине 60-х годов потребовал существенного повышения экономичности, надежности, улучшения технологичности и снижения металлоемкости двигателей. На арену вооруженной борьбы вышли первые вертолеты огневой поддержки, хорошо бронированные, оцетинившиеся пушками, блоками неуправляемых снарядов и ПТУРАми. В СССР приступили к проектированию боевых вертолетов, для которых в первую очередь и предназначался новый двигатель ТВЗ-117, заказанный ОКБ С.П. Изотова. По схеме он был аналогичен ТВ2-117, хорошо зарекомендовавшему себя в эксплуатации. Газогенератор двигателя включал 12-ступенчатый осевой компрессор, кольцевую камеру сгорания и двухступенчатую турбину. Силовая турбина также состояла из двух ступеней. Первоначально двигатель предназначался только для военного применения, поэтому проектировался по соответствующим нормам прочности.

По степени совершенства ТВЗ-117 относится к третьему поколению двигателей по мировой классификации. При его разработке были применены рациональные приемы конструирования, новые технологические процессы, большое внимание уделялось уменьшению металлоемкости. Важнейшими новшествами, внедренными при создании ТВЗ-117, являлись:

- применение регулируемых направляющих аппаратов первых четырех ступеней и входного направляющего аппарата, что позволило хорошо согласовать работу отдельных ступеней и получить высокий КПД (максимальное значение 86 %) и высокий запас устойчивости (почти 22 %);
- изготовление рабочих лопаток компрессора методом холодного вальцевания, а лопаток направляющих аппаратов - методом протягивания. Метод вальцевания лопаток позволил отказаться от трудоемкого фрезерования профильной части, применявшегося ра-

нее в двигателестроении. Метод фрезерования не позволял изготавливать тонкие профили, поэтому приходилось искусственно увеличивать их толщину, а, следовательно, увеличивать хорду, что приводило к ухудшению параметров и увеличению длины компрессора. С внедрением метода вальцевания допуск на изготовление лопатки уменьшился более чем вдвое, значительно повысилась стабильность параметров компрессора. Так, если для двигателей второго поколения разброс в КПД компрессоров составлял 5...6 %, то у ТВЗ-117 он снизился до 2,5...3 %. Впоследствии метод вальцевания был внедрен на всех без исключения советских газотурбинных двигателях. Этот метод был отмечен двумя премиями Ленинского комсомола и медалью ВДНХ;

- применение бандажированных рабочих лопаток турбин с лабиринтными гребешками на полках и металлокерамическими вставками, что обеспечило высокие КПД турбины компрессора - 91 % (расчетный - 90 %) и силовой турбины - 93,4 % (расчетный - 90 %);
- использование в креплении рабочих лопаток турбин двужубого замка вместо обычно применявшихся трех- и четырехзубых, что позволило отказаться от крепежных фланцев и деталей, повысить жесткость конструкции и уменьшить ее массу;



- применение в турбинах цельнолитых сопловых аппаратов, что обеспечило высокую жесткость конструкции, высокий коэффициент использования металла и минимальную массу, сократившуюся по сравнению с разборной конструкцией почти на 25 %;

- внедрение камеры сгорания кольцевого типа, в которой теплонапряженность превышала рекомендуемые значения, что позволило сократить длину камеры и всего двигателя;



Подписание 29 марта 1972 г. акта о Государственных испытаниях ТВ3-117 (второй слева С.П. Изотов)

- размещение топливного коллектора внутри камеры сгорания, что дало выигрыш в его массе по сравнению с конструкцией двигателя типа ТВ2-117 почти на 40 %;

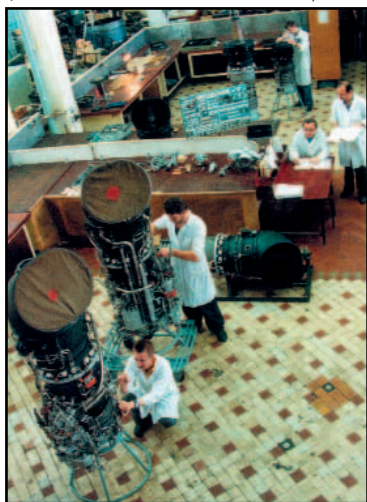
- применение контактных графитовых уплотнений, сокративших утечки воздуха почти вдвое;

- широкое использование титана, из которого выполнено около 50 % деталей и узлов (корпус и барабан компрессора, корпуса турбин, корпус и диффузор камеры сгорания, передняя опора компрессора, кронштейны и др.), что позволило значительно уменьшить массу двигателя;

- внедрение точного (прецизионного) литья, обеспечившего существенный выигрыш в коэффициенте использования металла;

- применение электронно-лучевой и автоматической сварки, позволивших значительно уменьшить массу двигателя и обеспечивших высокую жесткость конструкции и высокую надежность соединений.

Кроме этого одним из прогрессивных новшеств было введение электронной аналоговой системы управления, разработанной Пермским агрегатным КБ. Применявшаяся до этого гидравлическая система управления обеспечивала точность поддержания мощности в пределах $\pm 10\%$. Для того, чтобы обеспечить гарантированную мощность 2200 л.с., необходимо было производить регулировку двигателя на мощность 2400 л.с., при этом на отдельных двигателях мощность могла достигать 2600 л.с. Следовательно, прочностные расчеты и испыта-



Участок сборки ТВ3-117

ния должны были проводиться на максимальную мощность (2600 л.с.), а номинальной в эксплуатации продолжала считаться только гарантированная мощность (2200 л.с.). Ясно, что все это вело к неоправданному перетяжелению двигателя. Электронная система регулирования повысила точность поддержания параметров более чем вдвое. Для получения гарантированной мощности двигатель стали регулировать на 2300 л.с., максимальная мощность при этом составила 2400 л.с.

В системе управления, принятой для ТВ3-117, применена электроника с неполной ответственностью, т.е. она дублируется гидравлической системой. Это было вызвано недостаточно высоким по тому времени уровнем развития производственной базы для изготовления элементов электроники. При отказе электронной системы (включая чрезвычайный режим) управление переводилось на гидравлическую систему, которая настраивалась на большие значения параметров, чем электронная. В настоящее время на "Климове" разработана цифровая система автоматического регулирования и контроля БАРК-78.

Основные данные двигателя ТВ3-117 в техническом задании на проектирование задавались следующими: мощность на взлетном режиме 2200 л.с., удельный расход топлива на взлетном режиме 0,22 кг/л.с.ч, степень сжатия 9,8, расход воздуха 9,17 кг/с, максимальная температура газов перед турбиной 1263 К, масса 220 кг.

Рабочий проект ТВ3-117 был выпущен в апреле 1966 г., а в декабре уже был изготовлен первый образец двигателя. Впервые в отечественной практике двигателестроения первый экземпляр двигателя по массе соответствовал запроектированному - стрелка весов остановилась на 216 кг!



На испытательном стенде ТВ3-117

В течение последующих пяти лет велась трудоемкая доводка двигателя. Для получения высоких параметров потребовался большой объем исследовательских работ, создание специальных установок, проведение многочисленных экспериментов. Наибольшие трудности встретились при доводке основных узлов - компрессора, турбин и камеры сгорания, хотя немало проблем возникло при доводке масляной системы, уплотнений, уменьшении уровня общих вибраций и др.

Постановление ЦК КПСС и СМ СССР, предусматривавшее создание двигателя ТВ3-117 для армейского транспортно-боевого вертолета В-24 (Ми-24) и противолодочного вертолета В-14 (Ми-14), вышло 6 мая 1968 г., когда работы продвинулись уже достаточно далеко.

ТВ3-117, как и все двигатели ОКБ С.П. Изотова, создавался по концепции минимальной массы. В отечественном двигателестроении существует две концепции разработки двигателей: "климовская" и "микулинская". При проектировании по концепции, принятой В.Я. Климовым, закладываются минимальные запасы прочности и максимально возможные значения параметров, а при доводке слабые места усиливаются. В концепции А.А. Микулина - наоборот. "Климовская" концепция требует большего времени на доводочные

работы и эксперименты, больше переделок, но обеспечивает получение минимальной массы на долгие годы эксплуатации.

В результате доводочных работ были получены параметры и характеристики компрессора и турбин, близкие к расчетным: КПД компрессора 85,8 % (расчетный 85 %), степень сжатия 9,35 (9,8), расход воздуха 8,98 кг/с (9,17 кг/с), запас устойчивости компрессора более 25 % (не менее 22 %), КПД турбины компрессора 91 % (90 %), КПД силовой турбины 93,4 % (90 %). Испытания двигателя проводились как на заводе, так и в ЦИАМ. В процессе доводки было проведено десять 300-часовых стендовых испытаний на 9 двигателях. В декабре 1970 г.



Участок сборки ТВ3-117

ТВ3-117 предъявили на Государственные испытания на ресурс 300 ч. В ходе этих испытаний произошло ложное срабатывание автомата защиты силовой турбины от раскрутки, которое привело к остановке двигателя. В марте 1971 г. двигатель был снят с испытаний. По выявленным недостаткам были срочно проведены необходимые мероприятия; для проверки их эффективности испытаниям подверглись еще 5 двигателей. После этого ТВ3-117 был повторно предъявлен на Государственные испытания, которые успешно завершились в августе 1972 г. Всего в ходе доводочных и Государственных испытаний проведено 19 длительных 300-часовых "гонок" 16 двигателей, общая наработка которых составила 15 855 ч. Кроме того, проводились также летные испытания и опытная эксплуатация на летательных аппаратах, в ходе которых двигатели наработали 2 755 ч.

Приказ министра авиационной промышленности об определении Запорожского моторостроительного завода (ныне ОАО "Мотор Сич") серийным производителем двигателя ТВ3-117 вышел 9 сентября 1970 г. Подготовка серийного производства на заводе велась под руководством генерального директора В.И. Омельченко еще до окончания госиспытаний, а с января 1973 г. начался серийный выпуск двигателей первой серии. Для наблюдения за серийным производством на Запорожском заводе было организовано представительство главного конструктора, после распада Советского Союза преобразованное в СНПП "Юпитер".

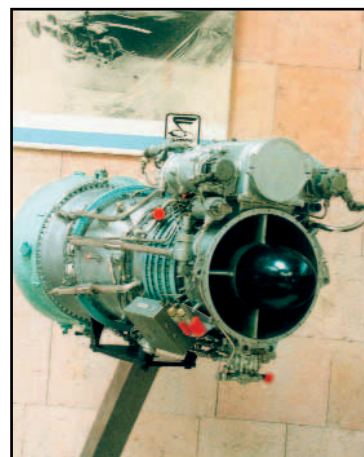
В 1972 г. в Запорожье изготовили лидерную партию из 60 двигателей ТВ3-117 "нулевой" серии. Эти двигатели, при выпуске которых был допущен ряд отклонений и ограничений, использовались для налаживания серийного производства вертолетов Ми-24 на заводе в Арсеньеве, а также для эксплуатационных испытаний вертолетов в различных условиях. Впоследствии двигатели "нулевой" серии ремонту не подвергались и были списаны.

По результатам анализа эксплуатации первых ТВ3-117 ОКБ разработало ряд мероприятий, направленных на совершенствование конструкции двигателя и технологии его изготовления. Усовершенствованные двигатели первой серии были выпущены тиражом около 200 единиц. Аналогичным образом по результатам эксплуатации двигателей первой серии в конструкцию и технологию изготовления ТВ3-117 внесли соответствующие изменения. Так появились двигатели второй серии. В апреле 1976 г. двигателем ТВ3-117 второй серии был установлен ресурс 500 ч. Всего вы-

пустили около 2000 двигателей второй серии, которые находятся в эксплуатации до сих пор.

При эксплуатации ТВ3-117 второй серии (как и двигателей ТВ2-117) остро встала проблема уменьшения износа проточной части песком и пылью, а также устранения отложений пыли и солей в отдельных местах проточной части. Особенно сильная эрозия проточной части проявлялась в районах с сильной запыленностью, например, в Средней Азии. Как известно, вертолеты много времени эксплуатируются вблизи земли, совершают посадки на неподготовленные площадки, что сопряжено с повышенной опасностью попадания песка, пыли и мелких камней во входные устройства двигателей. Несущий винт, отбрасывая в сторону земли большие массы воздуха, способствует повышению запыленности.

Последствия эрозии проявляются в потере устойчивости компрессора, поломке лопаток, ухудшении характеристик двигателя, сокращении срока его службы. Проблема защиты двигателей от попадания пыли и песка стала одной из наиболее актуальных для вертолетных двигателей.



ТВ3-117 в заводском музее

На "Климове" были развернуты работы по теоретическому и экспериментальному исследованию эрозии проточной части. Для экспериментальных работ на испытательной станции был построен специальный "пылевой" стенд. Исследования велись в направлениях создания защитных покрытий (в этом направлении не удалось найти удовлетворительных решений) и разработки пылезастыжного устройства (ПЗУ), обеспечившего весьма эффек-

тивную защиту от пыли. На заводе были проработаны различные типы ПЗУ: с отдельным фильтром циклонного типа, грибкового типа, моноциклон, встроенные и съемные ПЗУ. После проведенного сравнительного анализа удобства эксплуатации, массы, габаритов и степени очистки различных устройств было принято к применению съемное ПЗУ грибкового типа, разработанное совместно со специалистами Московского вертолетного завода. Такое ПЗУ обеспечило степень очистки 75...78 %, что соответствовало увеличению ресурса двигателя при эксплуатации в запыленных условиях в 5...8 раз!

С 1977 г. завод приступил к выпуску двигателей ТВ3-117 третьей серии, конструкция которых была в очередной раз доработана. Двигатели третьей серии стали одной из самых массовых модификаций ТВ3-117.

(Продолжение в следующем номере)



Ми-14

DIGEST

In 1965, the design bureau of Leningrad Machine-Building Facility (named after V.Ya.Klimov) headed by S.P.Izotov, General Designer, launched the development of 2200-h.p. TV3-117 engine. Its design concept was based on the accumulated experience in the development and operation of GTD-350 and TV2-117 engines. For the first time in Russia the titanium compressor rotor, the electron-beam welding of compressor discs, the cold forge-rolling of titanium blades and ets were introduced in the engine structure. The series production of the TV3-117 for Mi-24 and Mi-14 helicopters started in 1972 at Zaporozhye Motor-Building Facility. By today, more than 22,000 engines have been manufactured.

TV3-117 FAMILY

ТАК МЫ НАЧИНАЛИ



Юрий Янкевич,

главный конструктор ОАО
"ОКБ им. А.С. Яковлева"

Анри Ермаков,

заместитель главного конструктора
ОАО "Самарское конструкторское бюро
моторостроения"

Беспилотные летательные аппараты (БЛА) имеют почти столь же давнюю историю, как и пилотируемые самолеты. Поразительно, но "...менее чем через шесть лет после того как братья Райт в 1903 году выполнили свой первый пилотируемый полет и тем самым окончательно продемонстрировали, что возможен свободный полет человека с помощью двигателей на аппаратах тяжелее воздуха - после многовековых проб и ошибок (главным образом ошибок) - люди уже стали пытаться отделаться от пилота", - говорил по этому поводу Дж. Тейлор - редактор авторитетного во всем авиационном мире журнала Jane's All the World Aircraft на бристольской конференции по БЛА 1979 г.

29 июня 1982 года. Кабинет заместителя начальника Научно-исследовательского института автоматизированных систем (НИИАС) Министерства авиационной промышленности. Десять утра - время начала совещаний.

За столом, рядом с хозяином, - Михаил Петрович Симонов, заместитель министра авиационной промышленности (сейчас - генеральный конструктор прославленного ОКБ им. П.О. Сухого), два авиационных генерала и мы - в то время два ведущих конструктора НИИ "Кулон" Министерства радиопромышленности. Вначале генералы рассказали некоторые подробности "локального" конфликта между Израилем и Ливаном. Речь шла об ошеломляющих успехах израильской армии, достигнутых в результате применения дистанционно пилотируемых летательных аппаратов (ДПЛА) "Мастиф" и "Скаут". Мы немного знали о них по специальной литературе, но информация военных нас удивила, хотя, видимо, они и сами были ошеломлены.

Относительно простые по конструкции, эти ДПЛА совершали полеты над долиной Бекаа, где были развернуты сирийские зенитные ракетные комплексы советского производства. При этом бортовая аппаратура ДПЛА имитировала радиолокационные излучения израильских самолетов. В ответ на угрозу сирийцы ввели в действие РЛС зенитных комплексов, которые немедленно были идентифицированы. Характеристики радиолокационных излучений и местоположение РЛС сразу же передавались через самолет Е-2 "Хоукай" на наземную станцию управления ракет класса "поверхность-поверхность". В течение часа израильтяне вывели из строя 29 зенитно-ракетных комплексов. После этого израильские тактические истребители проникли в долину Бекаа для завершения операции по уничтожению боевых средств противника. Одновременно ДПЛА проводили доразведку результатов бомбовых ударов, а также слежение за перемещениями сирийских войск. И еще одно, не менее важное: в этот день не был сбит ни один израильский самолет.

...Свое выступление военные закончили заявлением, что подобный комплекс им нужен весной следующего года, т.е. через восемь месяцев! Заместитель министра сказал нам, представителям ОКБ и НИИ, что не выпустит из кабинета, пока мы не подготовим проект приказа по своим министерствам о разработке, испытаниях и поставке в войска беспилотного комплекса с 10-12 летательными аппаратами в феврале 1983 г.

Пока готовятся проекты документов, сделаем еще более глубокий экскурс в историю, чтобы лучше понять, о чем идет речь.

Как обычно, инициаторами развития нового научно-технического направления становились военные. Впервые планомерное изучение концепции беспилотных летательных аппаратов началось в армии США еще в 1917 г. Тогда в армейских войсках связи появились построенные фирмой "Дейтон райт" беспилотные бипланы "Баг", с помощью которых можно было обеспечить доставку боевых зарядов к целям.

Однако после окончания Первой мировой войны разработки БЛА в США завершились, так и не достигнув стадии широкого использования. Первый беспилотный радиоуправляемый самолет-мишень был создан в Великобритании в начале 1930-х гг. на базе поплавкового гидросамолета "Фейри" IIIГ и предназначался для тренировки расчетов корабельной зенитной артиллерии.

В 1924 г. в одном из журналов появилось сообщение о разработке радиоуправляемого самолета, оснащенного оборудованием дистанционного наблюдения. Применение подобного самолета во время Второй мировой войны, однако, принесло довольно скромные результаты: не было эффективной системы наведения, неприемлемы были летно-технические характеристики и надежность аппарата. Разработки БЛА тогда проводились главным образом в Германии - системы "Хеншель 293", "ФАУ", "Мистель". Их применение оказалось малоэффективным.

В 60-х гг. в ходе войны во Вьетнаме вновь возникла потребность в разведывательных беспилотных аппаратах. Значительные успехи в области микроэлектроники, оптики, инфракрасной аппаратуры, авиационных материалов, двигателестроения, и, главным образом, создание систем помехозащищенной радиосвязи позволили разработать БЛА нового направления - дистанционно пилотируемые летательные аппараты. Экономической предпосылкой все возрастающего интереса к созданию ДПЛА во всех странах, и прежде всего в США, ФРГ, Канаде, Италии, Израиле, стал резкий рост стоимости разработки и эксплуатации пилотируемых летательных аппаратов.

Термин "дистанционно пилотируемые" подразумевает не просто радиоуправляемый БЛА. Между человеком-оператором, находящимся на наземном пункте дистанционного управления (НПДУ), и летящим ДПЛА непрерывно происходит обмен информацией. По каналам телеметрии изображение земной поверхности, полученное бортовой телевизионной камерой и ИК-аппаратурой, поступает на НПДУ, где создается иллюзия непосредственного наблюдения за наземными целями с летательного аппарата. Огромное значение имеет и то, что с оператора снимаются физи-



Винто-кольцевой движитель МДПЛА "Пчела-1Т"

ческие и психологические нагрузки, которым подвергается экипаж пилотируемого самолета. Эффект присутствия человека на борту ДПЛА позволил сохранить положительные качества авиации - гибкость и быстроту реакции на непредвиденное изменение обстановки и многообразие применения этих аппаратов. В этом заключаются важнейшие отличия ДПЛА от беспилотных аппаратов вообще. По сравнению же с пилотируемой авиацией основными преимуществами ДПЛА являются:

- значительно меньшая стоимость разработки, постройки и эксплуатации комплексов с ДПЛА;
- высокая мобильность и автономность большинства комплексов, поскольку для их функционирования не требуются аэродромы и службы обеспечения полетов;
- значительно меньшая уязвимость в воздухе от средств ПВО;
- возможность использования более рискованной тактики боевого применения.

В настоящее время в мире насчитывается свыше сотни проектов различных комплексов с ДПЛА, находящихся в той или иной стадии реализации.

Они предназначены для решения самых различных задач: ведения круглосуточной воздушной разведки в реальном масштабе времени с использованием телевизионной и инфракрасной аппаратуры, подавления стационарных и подвижных целей о помощью боевой части, постановки активных и пассивных помех, имитации ложных целей, корректировки огня артиллерии, лазерной подсветки наземных целей и т.д.

Требования, предъявляемые к уже разработанным и создаваемым комплексам, охватывают дальности от 10 до 1000 км, высоты от 100 до 16 000 м, продолжительности полета от нескольких минут до нескольких месяцев, взлетную массу от 10 до 4000 кг.

Дальность полета является общепринятым критерием, в соответствии с которым все разрабатываемые и эксплуатируемые аппараты делятся на четыре класса:

- ближнего действия с дальностью по радиосвязи 60...70 км - малоразмерные дистанционно-пилотируемые летательные аппараты (МДПЛА);
- малой дальности - до 250...300 км;
- средней дальности - до 700...750 км;
- продолжительного полета - со временем барражирования свыше 36...40 ч.

Локальные войны и региональные военные конфликты прошедшего десятилетия - "Буря в пустыне", интервенция в Косово - показывают все возрастающую роль этого перспективного вида военной техники, особенно комплексов с МДПЛА, именуемых амери-

канскими специалистами "дешевыми умножителями боевой мощи".

...Надо сказать, что к описываемому нами времени (концу июня 1982 г.) различные по численности группы специалистов НИИ "Кулон", нашего и еще трех авиационных ОКБ уже год с небольшим работали над созданием многоцелевых комплексов с ДПЛА всех перечисленных классов. Наше ОКБ, имеющее огромный опыт разработки легких самолетов, работало по предварительному ТЗ заказчика над МДПЛА массой до 100 кг. Поэтому на 14.00 описываемого дня мы твердо знали две вещи:

- первое - у нас ничего нет. Полностью отсутствует элементная база для создания подобных аппаратов - нет двигателя, генератора, системы воздушных измерений, системы радиуправления, целевых нагрузок (ТВ и ИК камер), системы спасения, пусковой установки и многих других, более мелких комплектующих. Специалистам фирмы IAI (Израиль) при создании "Скаута" было несколько проще: двигатель - австрийский, телевизионная камера - японская, система спасения - фирмы "Дорнье" (ФРГ), системы воздуш-

ных измерений - чешские. Нам же нужно было все делать самим;

- второе - известно, какие КБ и НИИ все это могут разработать, когда они это могут сделать и что им для этого нужно. Подобными знаниями располагали и специалисты радиозлектронной промышленности.

Уже 12 июля 1982 г. вышло соответствующее решение директивных органов, днями позже - приказы по министерствам. Все, что необходимо, в приказах было отражено, никто не был забыт, но сроки остались прежними: "В соответствии с утвержденным МО, МРП, МАП техническим обликом разработать беспилотный комплекс с МДПЛА со сроком передачи заказчику - февраль 1983 г."

Создание поршневого двигателя для МДПЛА разработки нашего ОКБ приказом МАП было поручено Куйбышевскому научно-производственному объединению "Труд" (сегодня - ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова").

Задача перед специалистами стояла, прямо сказать, непростая. Единственным отечественным поршневым двигателем, серийно выпускаемым в СССР, в то время был М-14, разработанный коллективом, возглавляемым А.И. Ивченко еще аж... в 1946 году! За последующие 35 лет специалистами Воронежского ОКБ моторостроения этот прославленный (а его можно с полным правом так характеризовать) двигатель неоднократно дорабатывался, модифицировался и улучшался в основном с целью увеличения его мощности и ресурса.

В 1982 г. двигатель М-14П имел мощность 400 л.с. и ресурс 750 летных часов. Но для МДПЛА, которое должно было создать самолетостроительное ОКБ А.С. Яковлева, нужен был поршневой двигатель мощностью 18...20 л.с. с ресурсом до 100 ч. Таких двигателей в мире были целые семейства: в ФРГ - фирмы "Лимбах", в Англии - "Вислейк", в США - "Нельсон", в Австрии - "Ротекс". Через 6 (!) месяцев после начала работ, 24 января 1983 г., такой двигатель появился и в СССР. Это был первый отечественный, прошедший Государственные испытания, малоразмерный авиационный поршневой двигатель П-020, разработанный самарскими моторостроителями.

Первые 5 минут двигатель проработал в воздухе 12 июня 1983 г., обеспечив удачный полет "изделия 60", а 28 мая 1984 г. был выполнен и последний, 25-й, пуск изделия по программе совместных летных испытаний экспериментального комплекса.

П-020 представляет собой двухцилиндровый двухтактный оппозитный двигатель воздушного охлаждения. Двигатель снабжен двумя карбюраторами АК-10П, разработанными Пермским агрегатно-конструкторским бюро (по одному на каждый цилиндр). Управление карбюраторами синхронизировано через систему тяг.

Система зажигания - БЗТ-2 ОФ1 (бесконтактная электронная). Конструкция цилиндров - безгильзовая, с использованием износостойкого покрытия зеркала цилиндра.

Двигатель приводил во вращение толкающий винт постоянного шага, расположенный в кольцевом оперении "изделия 60". Параметры этого винто-кольцевого двигателя были рассчитаны по методике ЦАГИ и подтверждены продувками полноразмерной модели с работающим винтом в трубе Т-104.

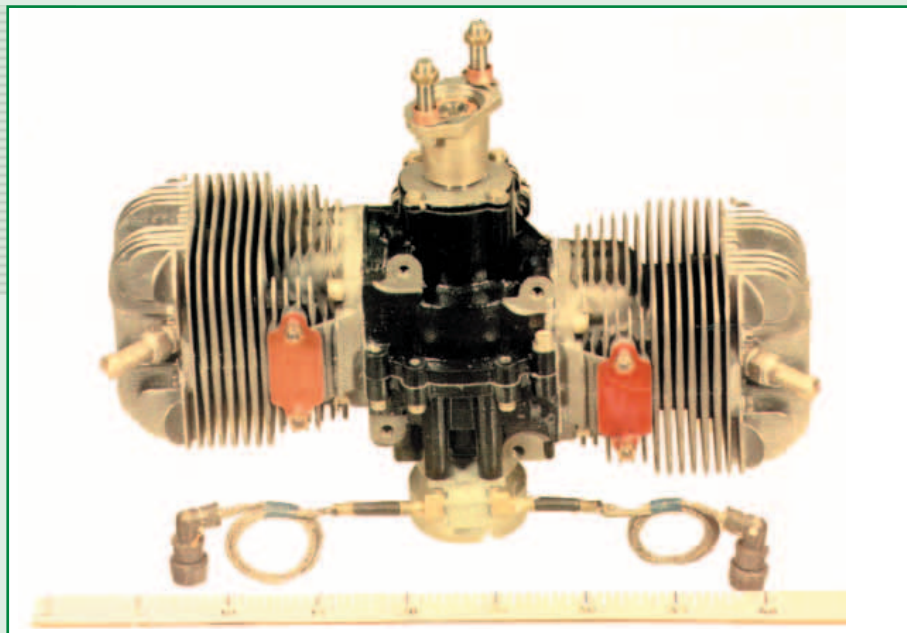
Для обеспечения заводских и государственных испытаний МДПЛА в НПО "Труд" изготовили 23 "боевых" двигателя П-020, еще 50 было построено для оснащения летательных аппаратов установочной партии из пяти экспериментальных комплексов, которые в апреле 1988 г. были переданы по разнарядке МО в различные войсковые части для "... опытной эксплуатации и отработки способов их применения".

В НИИ "Кулон" состоялась защита эскизного проекта "штатного" комплекса, получившего впоследствии название "Строй-П". В его состав входил ДПЛА "Пчела-1Т". Комплекс был разработан по специальным тактико-техническим требованиям Министерства обороны.

Многое было использовано от экспериментального комплекса, в частности - конструктивное решение планера летательного аппарата, но основные элементы конструкции, определяющие облик ЛА, разрабатывались заново. Летательный аппарат потяжелел на 40 кг, и поэтому в 1985 г. самарские моторостроители приступили к разработке более мощного двигателя П-032. Он также представлял собой двухтактный двухцилиндровый двигатель оппозитной схемы с воздушным охлаждением, оборудованный кривошипно-камерной системой и лепестковым обратным клапаном на входе в картер. В П-032 реализована петлевая схема газообмена. Бесплавковый карбюратор АК-32 с высотным корректором, общий для обоих цилиндров, установлен на входе в картер. Цилиндры безгильзовые, с износостойким напыляемым покрытием зеркала. Запуск осуществляется от наземного стартера. Высотность двигателя - до 3000 м.

П-032 прошел доводочные и специальные испытания, а в 1989 г. - Государственные испытания и был принят к серийному производству. Общий налет на 13 изделиях "Пчела-1Т", принимавших участие в заводских и государственных испытаниях, составил 50 ч.

На МДПЛА "Пчела-1Т", как и на экспериментальном "изделии 60", был применен винто-кольцевой движитель, который обеспе-



Двигатель П-032

рил разраба МДПЛА в трубе Т-101 при работающем двигателе.

К 1991 г. было выпущено пять серийных комплексов "Строй-П" с 50 летательными аппаратами, которые были поставлены в различные рода войск. В конце 1994 г., после начала боевых действий в Чечне, возник интерес и к боевому применению ДПЛА. В мае 1995 г. войска Северокавказского военного округа впервые применили беспилотный комплекс "Строй-П" для поддержки боевых действий ВДВ. 16 июня 1997 г. комплекс был официально принят на вооружение российской армии и с сентября 1999 г. успешно участвовал в боевых действиях Восточной группировки федеральных войск в Чечне.

"Пчела-1Т" - многозальный ДПЛА, предназначенный для ведения разведки в тактической глубине боевых порядков противника. Старт ДПЛА осуществляется с помощью двух твердотопливных ускорителей с короткой направляющей, размещенной на гусеничном шасси боевой машины десанта. Посадка осуществляется с помощью парашюта. В качестве амортизационной системы используются четыре неубирающиеся посадочные опоры с разрывными стальными пластинами - энергогасящими элементами. Все комплектующие устройства и системы ЛА, да и всего комплекса в целом, были созданы в стране впервые. Комплекс разрабатывал-

ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ДВИГАТЕЛЕЙ БПЛА

Тип	N_{max} , л.с.	n, об/мин	$C_{уд.}$, г/л.с.·ч	m, кг	Топливо
П-020	20	7300	0,38	9,76	АИ-93 +МС20 (30:1)
П-032	32	6600	0,43	12,5	АИ-93 +МС20 (25:1)

чил повышение тяги трехлопастного деревянного винта постоянного шага в условиях габаритных ограничений диаметра. Движителем выполнялась функция оперения аппарата, т.е. обеспечивалась устойчивость по тангажу и курсу путем установки рулей высоты и направления малой площади непосредственно за винтом. Кроме того, обечайка винта защищала от лопастей винта обслуживающий персонал и сам винт от удара о землю при посадке. Испытания и доводка движителя МДПЛА "Пчела-1Т" проводились в трубах Т-102, Т-104 ЦАГИ, на винтовом и высотном стендах ЦИАМ. Осуществлялся также комплекс продувок натурного об-

ся в интересах воздушно-десантных войск, и перед конструкторами ОКБ им. А.С. Яковлева стояла задача не только обеспечить решение тактических задач, но и обеспечить удобство и простоту в эксплуатации, надежность и боевую эффективность ДПЛА.

Успешное решение этих задач поставило ДПЛА "Пчела-1Т" с двигателем П-032 в один ряд с лучшими мировыми образцами этого вида авиационной техники. Теперь ответы на вопросы замминистра авиапромышленности, доведись нам опять собраться в таком же составе, звучали бы утвердительно: техника есть и техника очень хорошая.

DIGEST

Unmanned flight vehicles have almost the same history as piloted planes. First attempts to make conceptual designing of an unmanned aircraft were taken by the U.S. Air Force in 1917. Active developments of unmanned flight vehicles in Russia dated back to 1982 when governmental bodies passed a directive and a few days later the Minister gave orders to launch development of the unmanned complex with scheduled deliveries to customers in February 1983. In 1983 Samara Motor-Building Company developed 20-h.p. thrust P-020 piston engine for the 1st experimental unmanned flight vehicle dubbed as "Product 60". "Pchela-1T", another unmanned flight vehicle, was powered by 32-h.p. thrust P-032 engine. Today, servicemen may say: "We have unmanned flight vehicles and these vehicles are extremely good".

SO WE BEGAN

60 ЛЕТ РЕКТОРУ "ОСОБОГО ВУЗА"

В 1995 г., указом Президента России, Московский Государственный технический университет им. Н.Э. Баумана включен в Государственный свод особо ценных объектов культурного наследия народов Российской Федерации. В приветствии Президента страны по этому поводу сказано: "Невозможно представить себе Россию без МГТУ им. Баумана. Без МГТУ Россия была бы другой". Игорь Борисович Федоров, 26-й ректор этого технического университета (с 1991 г.), - университета особой значимости - внес немалый вклад в формирование такой оценки.

Федорову, признанному в стране и мире ученому в области радиолокационной техники, 15 апреля сего года исполнилось 60 лет. Им разработаны технические основы, методика, решающие правила и алгоритмы обработки информации в системе радиолокационных станций. Внедренные в промышленность разработки Федорова позволили существенно улучшить характеристики обнаружения, достоверность и точность отображения обстановки. Его фундаментальная монография "Радиолокационные и лазерные приборы" считается классической, многократно переиздана в России, а в 1992 г. издана и в США.



По инициативе МГТУ в 1992 г. в России создана Ассоциация технических университетов, президентом которой единогласно избран И.Б. Федоров. В настоящее время в составе Ассоциации более 100 ведущих технических вузов страны.

15 апреля среди многочисленных делегаций юбиляра поздравила и делегация ЦИАМ во главе с руководителем этого института Владимиром Скибиным. Особо отмечены тесные творческие связи знаменитого ВУЗа и головного института авиадвигателестроения. Более ста выпускников МГТУ разных лет ныне работают в ЦИАМ, а многие ученые ЦИАМ преподают в МГТУ. Это способствует сохранению преемственности в научной деятельности и успеху совместных исследований.

Редакция журнала "Двигатель" присоединяется к теплым приветствиям в адрес юбиляра и желает Игорю Борисовичу здоровья, бодрости и новых успехов в повышении уровня университетского научно-технического образования, что, безусловно, служит на благо России.

Валерий Гуров



Из искры возгорится ПЛАМЯ?

Для того, чтобы это нежелательное явление происходило как можно реже, редакция открывает серию статей, предложенных ОАО "Гранит - Саламандра" - ведущего мирового производителя новейших систем пожаротушения - генераторов огнетушащего аэрозоля.

Рост энергетической насыщенности современного общества неуклонно ведет к увеличению риска возникновения аварий. Широчайшее распространение получили легко воспламеняющиеся материалы, горючие разных видов, высокое напряжение...

Особенно сильно актуальность противопожарных мероприятий возрастает в тех случаях, когда резервуар с жидким топливом размещают вблизи нагретых агрегатов, окружают разнообразными электрическими устройствами, подвергают сильной вибрации и ударам разного рода, устанавливают на подвижную платформу и заставляют перемещаться по траекториям, на которых потенциально велика опасность аварии. Да-да, как Вы уже поняли, речь идет о любых транспортных средствах, использующих тепловые двигатели, будь то автомобили, локомотивы, самолеты или суда.

Грустная статистика свидетельствует: число аварий, связанных с возгораниями на транспорте, остается весьма значительным. В среднем в стране ежедневно в результате пожара уничтожаются около 40 автомобилей.

КОЛИЧЕСТВО ПОЖАРОВ НА ТРАНСПОРТЕ В РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ В 1996-1999 ГГ.

Вид транспортного средства	1996 г.	1997 г.	1998 г.	1999 г.
Грузовой автомобиль	3274	3217	3221	3218
Легковой автомобиль	8496	9350	10624	10557
Наземный общественный транспорт	1448	1349	1237	1161
Локомотив	49	39	34	30
Железнодорожный вагон	85	74	56	62

Еще более настораживающим является стабильно высокое число пострадавших из-за пожаров транспортных средств. В среднем два-три человека в день погибают или получают травмы при возгораниях автомобилей. Тяжелые последствия, как правило, влечет за собой пожар двигательной установки летательного аппарата.

КОЛИЧЕСТВО ПОГИБШИХ И ТРАВМИРОВАННЫХ ИЗ-ЗА ВОЗГОРАНИЙ НА ТРАНСПОРТЕ В РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ В 1996-1999 ГГ.

Вид транспортного средства	1996 г.	1997 г.	1998 г.	1999 г.
Грузовой автомобиль	427	360	367	403
Легковой автомобиль	340	424	407	433
Наземный общественный транспорт	84	62	80	86

Люди, горим! Куда бедному владельцу транспортного средства падаться?

Об этом - в следующем номере журнала.

**ОАО "Гранит - Саламандра".
127412, г. Москва, ул. Ижорская, 13/19.
Тел.: 485-90-55, 485-84-54.
Факс: 484-16-33, 485-82-22.**





ТОТ САМЫЙ "НК"

Николай Александров

(Окончание. Начало в № 1 - 2000 г.)

Двигатели для сверхзвуковых скоростей

В конце июля 1954 г. постановлением Совмина СССР № 1605-726 конструкторское бюро А.Н. Туполева получило задание на проектирование нового дальнего бомбардировщика в двух вариантах: Ту-105 с двумя ТРДФ ВД-7 конструкции В.А. Добрынина и Ту-106 с двумя кузнецовскими ТРДФ НК-6. На проектирование и постройку первой машины выделялось два года, а на вторую - три. Впервые в практике отечественного самолетостроения дальний бомбардировщик должен был летать со сверхзвуковой скоростью, правда, пока только на этапе прорыва системы ПВО противника. Для самолета массой 80...90 т это означало, что потребная суммарная тяга двух "движков" должна была составлять не менее 30 000 кгс; таким образом, требовался более чем полторакратный рост по сравнению с самым мощным в то время отечественным двигателем АМ-3.

Следует подчеркнуть уникальность ситуации. Бомбардировщик Ту-16 еще только начал поступать на вооружение Дальней авиации. На 1 января 1955 г. последняя располагала всего двумя не полностью укомплектованными авиадивизиями таких машин; остальные десять дивизий имели на вооружении безнадежно устаревшие Ту-4 с поршневыми моторами. И вот, не успев толком "настрогать Ту-шестнадцатых", конструкторам и промышленности ставят новую задачу - срочно сделать дальний сверхзвуковой бомбардировщик с невиданной скоростью 1800 км/ч! Не переутомился ли главком ВВС главный маршал авиации П.Ф. Жигарев? Ан-нет, не переутомился. Просто отечественные "рыцари плаща и кинжала" раздобыли информацию о том, что с 1953 г. американцы развернули полномасштабную программу создания сверхзвукового среднего стратегического бомбардировщика, получившего впоследствии название В-58 "Хастлер". Эта машина, по оценкам советских разведчиков, должна была иметь скорость 1800...2200 км/ч, дальность порядка 10 000 км и нести четыре ядерные бомбы. У страха, как говорят, глаза велики... Ох, и намаялась потом фирма "Конвэр" со своим детищем, и, как бы зеркально соответствуя, туполевцы тоже на сей раз выдали отнюдь не конфетку...

21 июня 1958 г., с отставанием от "Хастлера" почти на два года, Ту-105 с двигателями ВД-7М совершил первый полет. Самолет преследовали неудачи: всего несколько раз поднявшись в воздух, первая опытная машина была потеряна в аварии из-за невыпустившейся передней опоры шасси. Ее дублер "105А" разбился 21 декабря 1959 г. в седьмом полете, погубив пилота и штурмана. На этом неприятности не закончились: первая серийная машина, получившая название Ту-22Б, была разбита при вынужденной по-

садке 17 ноября 1960 г. после выключения одного из двигателей в связи с падением давления масла. *"Всего в период с 1959 по 1964 г. с самолетом произошло 10 аварий и катастроф: одна катастрофа - в Дальней авиации, две - в авиации ВМФ, три катастрофы и четыре аварии в МАП"*, - указывал в своем докладе министру обороны главком ВВС К.А. Вершинин.

Из-за неготовности ракетного вооружения (крылатых ракет Х-22 и систем наведения) в феврале 1960 г. самолет решили строить в варианте разведчика, с пониженными летно-техническими данными. В результате машина, предназначавшаяся изначально для замены Ту-16, выпускалась практически "подпольно", не будучи официально принятой на вооружение; существовала даже бюрократическая формулировка для аналогичных случаев - *"производить самолет по чертежам и ТУ главного конструктора"*. В марте 1965 г. в войсках имелось уже 105 Ту-22 с двигателями ВД-7М, из них 83 разведчика, 5 бомбардировщиков, 6 постановщиков помех и 11 учебных машин.

Вдобавок как-то не "вытанцовывалось" у туполевского ОКБ-156 и выполнение важнейшего требования ТЗ - достижение максимальной скорости 1800 км/ч. В последнем случае часть вины лежала на ОКБ Кузнецова. Ведь именно ему в соответствии с постановлением Совмина от 17 апреля 1958 г. надлежало создать и запустить в производство двухконтурный двигатель НК-6 с тягой 22 000 кгс (начало разработки двигателя относилось еще к 1955 г.). Революционный по замыслу, он имел десятиступенчатый компрессор (4 ступени низкого и 6 - высокого давления), кольцевую камеру сгорания, трехступенчатую турбину (одна ступень высокого и две - низкого давления) и форсажную камеру. В начале 60-х годов НК-6 был, безусловно, самым мощным ТРДД в мире. На нем были впервые применены сверхзвуковые высоконапорные ступени компрессора, изнашиваемые вставки над рабочими лопатками турбины, многофорсуночная камера сгорания, система регулирования степени повышения давления вентилятора и другие новинки.

Однако довести НК-6 до серии не удалось. В июле 1963 г. все работы по нему были прекращены. Вероятно, этот двигатель слишком опередил свое время. Может быть, сыграло свою роль и сокращение ассигнований на пилотируемую военную авиацию, инициатором которого выступил Н.С. Хрущев. Но накопленный опыт не пропал даром и вскоре был использован при проектировании двигателя НК-144, предназначенного для первого сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144.

Требования к максимальной форсажной тяге НК-144 понизили до 17 500 кгс, зато ввели крейсерский форсажный полетный режим с

тягой 3970 кгс. В контуре низкого давления был применен двухступенчатый вентилятор и трехступенчатый компрессор; в контуре высокого давления компрессора имелись пять ступеней. Форсажная камера была общей для обоих контуров (у НК-6 форсажная камера

НК-22 началась разработка его модернизированного варианта НК-23, отличавшегося четырехступенчатым компрессором низкого давления, а также некоторыми другими доработками. Впрочем, несмотря на большую тягу (22 000 кгс) и лучшую эко-

ОСНОВНЫЕ ЛЕТНО-ТАКТИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА ТУ-22 (ПО СОСТОЯНИЮ НА 1965 Г.)

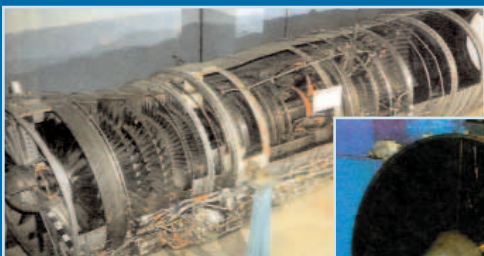
Характеристика	Задано постановлением		Реально с 2-ВД-7М
	с 2-НК-6	с 2-ВД-7М	
Максимальная скорость, км/ч	1800...2000	1500...1600	1400...1500
Максимальная дальность полета, км:			
- на дозвуковой скорости	6000	5800	5650
- на сверхзвуковой скорости	2700...3000	2300...2500	2300...2400
Потолок, км	16...17	14...15	13,5
Длина разбега, м	1800...2000	2000...2300	2850

трубчато-кольцевого типа имела только во внешнем контуре).

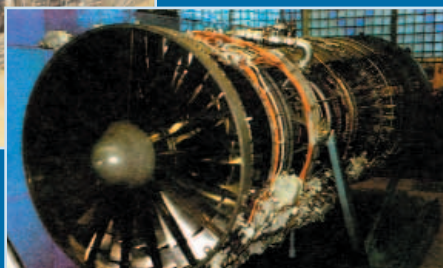
В последний день 1968 г. Ту-144, оснащенный четырьмя НК-144, впервые поднялся в воздух. Серийный вариант сверхзвукового пассажирского самолета, начавший летать по линии Москва - Алма-Ата в 1973 г., выпускался с двигателями НК-144А увеличенной тяги. В конструкции НК-144А была добавлена третья вентиляционная ступень. С 1974 г. создавался еще более

экономичность, НК-23 серийным не стал, поскольку в кузнецовском ОКБ уже успешно завершалась разработка нового, с более высокими значениями удельных параметров двигателя для самолетов семейства Ту-22М.

Двухконтурный трехкаскадный НК-25 тягой 25 000 кгс стал в то время самым мощным в мире авиационным двигателем военного назначения. Установленный на дальнем бомбардировщи-



Двигатель НК-144



Двигатель НК-321



Дальний бомбардировщик Ту-22М3

мощный НК-144В, обладавший к тому же значительно улучшенной экономичностью на режиме крейсерского форсажа (на высоте 18 км). Однако в 1980 г. его разработка была прекращена в связи со свертыванием интереса к самолету Ту-144 со стороны правительства и минавиапрома.

Несмотря на это усилия кузнецовского ОКБ по доводке НК-144 не пропали даром. История с НК-6 повторилась, но теперь уже из "гражданского" пришлось делать двигатель "военный". Как указывалось выше, Ту-22, получивший в НАТО наименование Blinder - "слепец", оказался не самым удачным произведением А.Н. Туполева; поэтому в 1967 г. постановлением Совмина СССР ОКБ-156 получило задание на проектирование нового дальнего бомбардировщика. На этот раз создание двигателя поручалось только конструкторскому коллективу Кузнецова. Базой для НК-22 послужили разработки по НК-144, но в отличие от последнего вентиляторных ступеней с самого начала было три. Этими двигателями тягой 20 000 кгс оснащались Ту-22М, под наименованием Backfire ставший широко известным на Западе в связи с поднятой американцами шумихой и настойчивыми попытками "зачесть" его в число советских стратегических бомбардировщиков в рамках договоров ОСВ-1 и ОСВ-2.

О степени близости НК-144 и НК-22 говорит тот факт, что уже в 1969 г. последний был запущен в серийное производство. Однако в связи с тем, что Ту-22М был задуман многорежимным, способным осуществлять полеты как у земли, так и на больших высотах, в его двигателях были применены новинки - сопло эжекторного типа с широким диапазоном регулирования, электронный ограничитель температуры газов перед турбиной и сигнализатор горения топлива в форсажной камере. В 1976 г. на базе

ке Ту-22М3, впервые поднимаемся в воздух 22 июня 1977 г., он обеспечил новой 124-тонной модификации "Бэкфайра" скорость, соответствующую числу М=2 на большой высоте. Американцы сделали все, чтобы ограничить боевые возможности машины, настояв на демонтаже оборудования для дозаправки в воздухе; кроме того, максимальный темп выпуска бомбардировщика по взаимной договоренности с США был ограничен 30 самолетами в год. Впрочем, после развала Советского Союза установленная планка оказалась куда выше реальных возможностей финансирования программы Ту-22М3. Несмотря на это, именно такие машины являются сегодня наиболее массовыми в российской Дальней авиации.

Близким родственником НК-25 является двухконтурный турбовентиляторный трехвальный двигатель НК-32, разработанный для стратегического ракетносца Ту-160. При одинаковой тяге на форсаже (25 000 кгс), "тридцать второй" на крейсерском режиме мощнее предшественника - 14 000 кгс. Компрессор двигателя имеет трехступенчатый вентилятор, пять ступеней среднего давления и семь ступеней высокого давления. В каскадах высокого и среднего давления применены одноступенчатые турбины, в каскаде низкого давления - двухступенчатая. Сопло двигателя регулируемое, автотельное; система управления электрическая с гидромеханическим дублированием.

Первый полет Ту-160 состоялся 18 декабря 1981 г., а незадолго до этого на Западе появились фотографии советской новинки. Снимок сделал чрезмерно шустрым пассажир самолета, заходившего на посадку в аэропорт Быково и пролетевшего на малой высоте над аэродромом Раменское (испытательной базой ЛИИ МАП). С этого момента "камбала", как прозвали машину



Блок А ракеты Н1

ется мощности силовой установки, то и тут американец не шел в сравнение: его "движки" имели тягу на форсаже всего 13 700 кгс, что в совокупности с нерегулируемыми воздухозаборниками В-1В привело к ограничению максимальной скорости смешными 1470 км/ч. Заметим, что Ту-160 в одном из испытательных полетах достиг максимальной скорости 2200 км/ч, а с полезным грузом в 30 т оказался способен пройти по замкнутому 1000-километровому маршруту со средней скоростью 1731 км/ч. Официально объявленная максимальная дальность полета без дозаправки составила 14 000 км - вполне достаточно, чтобы слетать до "североамериканского военно-географического района" и вернуться. Следует подчеркнуть, что именно двигатели Н.Д. Кузнецова обеспечили машине столь выдающиеся летные характеристики.

Что касается реализации программы производства, предусматривавшей развертывание 100 бомбардировщиков (ровно столько В-1В построили американцы), то здесь сравнение явно не в пользу отечественной машины. Самый тяжелый, самый совершенный и, вероятно, последний отечественный стратегический ракетоседец едва дотянул до четверти запланированного "тиража".



Н.Д. Кузнецов у двигателя НК-33



Двигатель НК-31

авиаторы за пучеглазую кабину и фюзеляж, плавно переходящий в крыло, на долгие годы привлекла к себе внимание специалистов и разной пишущей братии, первым делом обратившей внимание на "странное" внешнее сходство Ту-160 с американским стратегическим бомбардировщиком В-1.

В середине восьмидесятых этакий поверхностный взгляд на "конкурентов" был вполне естественным, ведь технические характеристики отечественных боевых самолетов, в отличие от заокеанских, являлись тайной за семью печатями. Только после показа

Ракетные двигатели

В конце 50-х под давлением Первого секретаря ЦК КПСС Н.С. Хрущева производилась переориентация значительной части авиационной промышленности на столь любимую Никитой Сергеевичем ракетную тематику. Логика была очень проста: экономические возможности страны, взвалившей на себя противостояние практически всему остальному миру, были ограниченными, а ракетные системы с учетом стоимости их производства и эксплуатации требовали гораздо меньших средств, чем соответ-

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ НЕКОТОРЫХ ТРДДФ КОНСТРУКЦИИ ОКБ Н.Д. КУЗНЕЦОВА

Характеристика	НК-6	НК-144	НК-22	НК-25	НК-32
Дата первого испытания	05.1958 г.	06.1964 г.	04.1968 г.
$P_{взл}$, кгс	22 000	17 500	20 000	25 000	25 000
$P_{кр1}$, кгс	20 000 ($H=11$ км, $M=1,7$)	3970 ($H=18$ км, $M=2,3$)	14 000
$C_{уд\ кр1}$, кг/кгс·ч	1,96	1,56	1,95	2,08	...
$P_{кр2}$, кгс	3500 ($H=11$ км, $M=0,9$)	3000 ($H=11$ км, $M=0,94$)
$C_{уд\ кр2}$, кг/кгс·ч	0,86	0,965
$M_{дв}$, кг	3500	3540	3650
$T_{г}$, К	1400	1360	1390	1597	1630
π_k	13,6	14,2	14,75	25,9	28,4
Предназначение	Ту-106	Ту-144	Ту-22М	Ту-22М3	Ту-160

"шестидесятки" американскому министру обороны Ф. Карлуччи в печать просочились сведения о том, что "двойник В-1" на треть тяжелее оппонента и почти на 10 м длиннее его... Что каса-

ствующие авиационные. К примеру, дивизия Ту-16 по критерию стоимости в полтора раза уступала дивизии ракет Р-12, а дивизия Ту-95 более чем вдвое - дивизии ракет Р-14. Интересно, что

ни критерий эффективности, ни многообразие самолетов при боевом применении во внимание не принимались.

Летом 1958 г. моторостроительный Государственный союзный опытный завод № 276 посетил С.П. Королев, представившийся, правда, П. Сергеевым. Он осмотрел цеха, конструкторское

В 1961 г. кузнецовское ОКБ приступило к разработке двигателей для советского лунного ракетного комплекса Н1-Л3. Комплекс состоял из трехступенчатой ракеты-носителя Н1 (носитель 1-й) и лунной системы Л3, включавшей разгонный блок (иногда его называют четвертой ступенью). Масштабы поставленной задачи потрясали вообра-

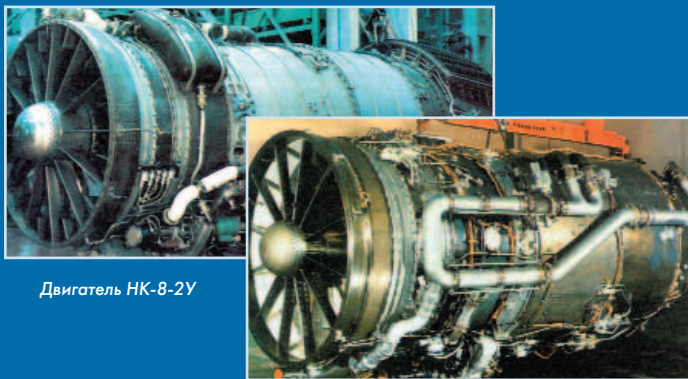
ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ НЕКОТОРЫХ ЖРД КОНСТРУКЦИИ ОКБ Н.Д. КУЗНЕЦОВА

Характеристика	НК-9	НК-9В	НК-15	НК-19	НК-31	НК-33	НК-43
Дата испытаний	1960 г.	9.1962 г.	11.1963 г.	7.1964 г.	1.1971 г.	4.1970 г.	10.1972 г.
Тяга у земли, тс	152	46	153	40	41	154	179
Удельная тяга в вакууме, с	328	345	353	331	346
Удельная масса, кг/тс	10,45	13,85	17,6	8,1	7,8
Продолжительность работы в полете, с	150	155	-	-	-
Ресурс, с	-	-	-	-	1200	600	600
Назначение	ГР-1	ГР-1	Н1	Н1	Н1	Н1	Н1

бюро и долго совещался с Кузнецовым за закрытыми дверями кабинета. Вскоре после этого появляется проект постановления Совмина, в котором предлагалось "переключить" завод на ракетную тематику. Только с помощью секретаря ЦК КПСС по промышленности Ф.Р. Козлова (бывшего второго секретаря Куйбышев-

жение: взлетная масса комплекса превышала 2700 т, а полная длина ракеты составляла 105,3 м.

Первая ступень ракеты (блок А) оснащалась 30 двигателями НК-15, вторая (блок Б) - 8 двигателями НК-15В тягой по 178 тс, а третья - 4 двигателями НК-19. Позднее, в 1968 г. началась разра-



Двигатель НК-8-2У



Первый серийный Ту-154 на ВДНХ

Двигатель НК-86

ского обкома) Кузнецову удалось изменить одно слово в формулировках постановления и вместо "переключить" записать "подключить". Благодаря этому удалось сохранить на заводе и в ОКБ авиационное двигателестроение.

Что касается "ракетной тематики", то первое время Кузнецов попытался совместить проектирование ГТД и ЖРД в единых подразделениях, но затем от этой идеи отказался. Главным конструктором по жидкостно-реактивному направлению стал М.А. Кузьмин, начальником специально организованного ОКБ-2 - В.Н. Орлов, а организацию испытаний возглавил Н.А. Дондуков.

Первенец ОКБ-2 получил наименование НК-9. Он состоял из четырех одиночных двигателей, объединенных общей силовой рамой, и предназначался для первой ступени межконтинентальной баллистической ракеты ГР-1, которая создавалась под руководством С.П. Королева. Кроме того, его планировали применить в модернизированной ракете Р-9М. НК-9 являлся первым в мире кислородно-керосиновым двигателем с тягой более 100 тс, выполненным по замкнутой схеме - с дожиганием генераторного газа. Для второй ступени ракеты ГР-1 разрабатывался двигатель НК-9В с высотным соплом. В 1963-1964 гг. оба двигателя производились серийно. В процессе совместной работы С.П. Королев хорошо узнал творческие способности Н.Д. Кузнецова и высоко оценил его конструкторский талант. Но вмешательство "авиационщиков" в ракетно-двигательные дела закономерно вызвало и вполне объяснимую ревность со стороны "патриархов" - создателей ЖРД. Не будучи скован некоторыми ракетными "табу", Кузнецов и его помощники на деле доказали бессознательность некоторых из них. Конкуренты вынуждены были признать правоту куйбышевских двигателестроителей, но одновременно "затаили зуб" на их лидера.

ботка модификаций указанных двигателей для многообразного применения (НК-33, НК-31, НК-39 и НК-43). Все двигатели выполнялись по замкнутой схеме, как наиболее энергетически совершенной. Кроме того, исследовались возможности создания еще более мощных кислородно-керосиновых двигателей с тягой 300 и 600 тс. Проектировался также экспериментальный кислородно-водородный ЖРД НК-5.

Важной особенностью первой ступени ракеты Н1 было своеобразная "избыточность" по числу двигателей - в случае возникновения неисправности в одном из них система КОРД (контроль работы двигателя) должна была выдавать команду на отключение отказавшего и симметричного ему двигателя с тем, чтобы скомпенсировать момент рысканья. Теоретически все это выглядело убедительно, однако на деле система КОРД не смогла спасти носитель Н1 при первом пуске 21 февраля 1969 г. Более того, именно повреждение кабелей КОРД из-за локального пожара привело к появлению ложной команды на отключение всех двигателей ракеты. Три следующих пуска также оказались неудачными, но только вторую аварию специалисты связывают с отказом двигателя первой ступени, точнее, с отказом его турбонасосного агрегата. В ходе четвертого пуска 23 ноября 1972 г. двигатели Н1 без замечаний отработали 107 с; причиной аварии сочли ошибку в алгоритме функционирования двигательной установки, из-за которой происходило "пушечное" отключение шести двигателей первой ступени на 96-й секунде с мгновенным снятием 900 тс нагрузки, поломка трубопроводов и как следствие - пожар...

Свертывание программы Н1-Л3 по инициативе В.П. Глушко, возглавившего ЦКБЭМ в мае 1974 г., автоматически означало и отлучение кузнецовского ОКБ от ракетной тематики.

Николай Дмитриевич глубоко переживал и даже позволил себе фразу: "Я ведь тоже человек очень самолюбивый, но чтобы до такой степени..." Распоряжение "сверху" о сдаче на слом уже изготовленных двигателей Кузнецов не выполнил, а напротив - дал указание тщательно законсервировать их. В 1976 г. один из ЖРД первой ступени подвергся длительным испытаниям на надежность, поработав непрерывно на стенде 14 000 с вместо заданных техническим заданием 140 с. Выпущенный в 1972 г. двигатель НК-33 после 23 лет хранения и проведения регламентных работ был доставлен в США, где на стенде фирмы "Аэроджет" (Сакраменто) прошел комплекс огневых испытаний. Отработав 411 с в ходе 5 пусков, двигатель подтвердил высочайшую надежность и весьма приличные удельные характеристики. Эти испытания проводились с целью подтверждения возможности использования двигателей НК-33 и НК-43 на американских коммерческих ракетах-носителях "Атлас", "Дельта" и "Кистлер".

В настоящее время в Самаре разрабатывается проект новой ракеты-носителя "Ямал", предусматривающий использование двигателей НК-33. Существуют и другие идеи по применению ракетных двигателей ОКБ Кузнецова.

вать титаническую работу".

В июне 1964 г. НК-8 успешно прошел Госиспытания и был запущен в серийное производство. Тремя месяцами ранее совершил первый полет Ил-62, оснащенный четырьмя НК-8 (первый опытный "шестьдесят второй" летал с двигателями АЛ-7). Серийные Ил-62 выпускались в 1966-1968 гг. с двигателями НК-8 3-й серии, а затем на сборочных линиях стали производить НК-8-4, отличавшийся большей тягой. Серийное производство последнего продолжалось до 1979 г., его межремонтный ресурс был доведен до 7000 ч, а назначенный ресурс - до 18 000 ч. Специально для трехдвигательного пассажирского самолета Ту-154 в 1965 г. началась разработка модификации НК-8-2. От предшественников она отличалась новым механизмом реверса тяги, коробкой приводов агрегатов, новой противообледенительной системой и другими агрегатами.

Двигатель НК-8, непрерывно совершенствуясь от модификации к модификации, стал одним из наиболее массовых серийных ТРДД в истории отечественной авиации. Общий "тираж" только НК-8-2У, производившихся на Казанском моторостроительном заводе, составил более 2500 единиц. Признанием заслуг Н.Д. Кузнецова в области авиадвигателестроения стало его избрание членом-корреспондентом Академии наук СССР и присвоение ему в 1968 г. во-



Н.Д. Кузнецов у двигателя НК-93



НК-93 на испытательном стенде



Экраноплан "Орленок"

Двигатели для пассажирских лайнеров

В 1961 г. конструкторское бюро С.В. Ильюшина приступило к проектированию самолета Ил-62, призванного стать флагманом Гражданской авиации. Разработку двигателя для него поручили кузнецовскому ОКБ. Опираясь на опыт, полученный при разработке НК-6, и используя газогенератор последнего, куйбышевским моторостроителям удалось всего за три года создать двухконтурный двигатель НК-8. В конструкции двигателя широко использовались титановые сплавы, а при изготовлении

инского звания генерал-лейтенант. Николай Дмитриевич военную форму любил и в рабочее время, как правило, носил генеральский мундир. Так его уважительно и называли за глаза в родном ОКБ, на серийных заводах и даже в минавиапроме - Генерал.

В 1974 г. министр авиационной промышленности П.В. Деметьев поручил Н.Д. Кузнецову разработку двигателя для первого отечественного широкофюзеляжного пассажирского самолета-аэробуса Ил-86. Сроки были поставлены очень жесткие, а ОКБ интенсивно занималось совершенствованием во-

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ НЕКОТОРЫХ ТРДД СЕМЕЙСТВА НК-8

Характеристика	НК-8	НК-8-2	НК-8-2У	НК-8-4	НК-8-4К	НК-86
Дата госиспытаний	6.1964 г.	01.1970 г.	5.1973 г.	6.1962 г.	10.1979 г.	4.1979 г.
$P_{взл}$, кгс	9500	9500	10 500	10 500	10 500	13 000
$C_{уд\ взл}$, кг/кгс·ч	0,62	0,58	0,58	0,598	0,61	0,52
$P_{кр}$, кгс	2250	1800	2200	2750	-	3220
$C_{уд\ кр}$, кг/кгс·ч	0,83	0,79	0,766	0,81	-	0,74
$M_{дв}$, кг	2500	2150*	2170*	2440	2200	2750*
$T_{гр}$, К	1200	1200	1230	1255	1260	1260
π_k	10,25	9,6	10,7	10,8	10,95	12,93
Предназначение	Ил-62	Ту-154	Ту-154Б	Ил-62	Экраноплан	Ил-86

* - без устройства для реверса

деталей - новейшие технологические процессы, включая химическое фрезерование, электрохимические и электрофизические методы обработки. Директор опытного завода П.М. Маркин, не понаслышке знакомый с многочисленными проблемами, вставшими при создании НК-8, выразился очень образно: "Чтобы освоить титан, инженерам и рабочим пришлось проде-

енных "движков", предназначавшихся для Ту-22М. Еще не завершилась активная часть "космической эпопеи", в ходе которой значительные силы ОКБ направлялись на разработку ЖРД. Поэтому Кузнецов решил не создавать новый ТРДД "с чистого листа", а попытаться "подфорсировать" НК-8, заодно несколько улучшив другие характеристики. Однако с самого на-

чала главный конструктор предупредил министра, что по экономичности создаваемый "движок" НК-86 заведомо будет отставать от современных ему зарубежных моторов. Это объяснялось невысокими значениями температуры газа перед турби-

ние природного газа (в более отдаленной перспективе - сжиженного водорода) в качестве моторного топлива. Н.Д. Кузнецов оказался одним из первых отечественных генеральных конструкторов, осознавших важность "газификации" авиации.

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ НЕКОТОРЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НК С БОЛЬШОЙ СТЕПЕНЬЮ ДВУХКОНТУРНОСТИ

Характеристика	НК-56	НК-64	НК-93	НК-44
$P_{взл}$, кгс	18 000	16 000	18 000	40 000
$C_{уд\ взл}$, кг/кгс·ч	0,383	0,37	0,23	0,315
$P_{кр}$, кгс	3600	3500	3200	7500
$C_{уд\ кр}$, кг/кгс·ч	0,625	0,58	0,49	0,54
$M_{дв}$, кг	3340*	2850*	3650	8320
T_r , К	1571	1548	1520	1600
π_k	25,5	27,6	37	36,1
Предназначение	Ил-96	Ил-96-300, Ту-204	Ил-96, Ту-204, Ту-214, Ту-330	Ту-304

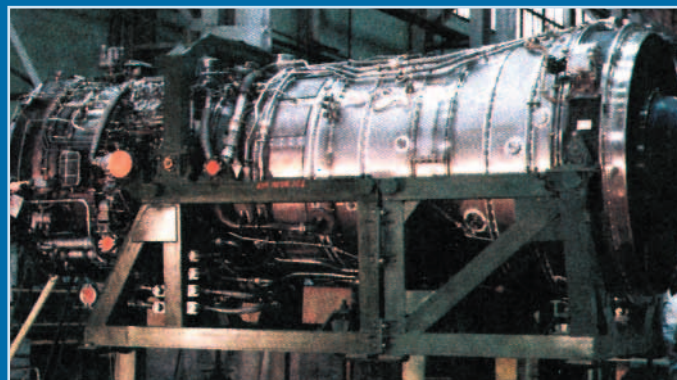
* - без устройства для реверса

ной (T_r) и степенью повышения давления (π_k), обусловленными применявшимися при изготовлении технологиями. Вместе с тем, в конструкции НК-86 были использованы перспективные новинки: звукопоглощающие перфорированные плиты, аналоговая электронная система управления, а также система защи-

Именно в его ОКБ на базе НК-8-2У были разработаны первые в стране ТРДД, использовавшие в качестве топлива жидкий водород (НК-88, 1980 г.) и сжиженный природный газ (НК-89, 1989 г.). 15 апреля 1988 г. совершила первый полет летающая лаборатория Ту-155 (Ту-154, у которого в правой мотогондоле



Компрессорная станция с НК-16СТ



Двигатель НК-36СТ

ты при обрыве лопаток компрессора.

Любопытный казус произошел при подготовке первого полета самолета Ил-86. Когда двигатели машины были уже запущены, один из техников ильюшинского ОКБ, недооценив мощь засасываемого потока воздуха, слишком приблизился к воздухозаборнику внешнего двигателя. С головы его сорвало шапку и, к ужасу присутствовавших, мгновенно засосало в компрессор. Побледневший ведущий инженер должен присутствовать Н.Д. Кузнецову о происшествии. Тот быстро спросил, не было ли в шапке твердых предметов. Получив отрицательный ответ, улыбнулся и громко, так чтобы слышали другие, главным образом "самолетчики", заявил: "Ну что ж... Пусть теперь Новожилов этому технику новую шапку покупает". И разрешил продолжить подготовку к взлету. Вскоре Ил-86 оторвался от заводской взлетной полосы и благополучно перелетел на аэродром ЛИИ. О судьбе мелко порубленной и "хорошо прожаренной" шапки и ее хозяина впоследствии ходили разнообразные авиационные байки.

Сам же "пожиратель головных уборов" непрерывно совершенствовался. В 1987 г. в модификации НК-86А были внедрены монокристаллические рабочие лопатки первой ступени турбины, что позволило повысить температуру газов перед турбиной до 1280К, а взлетную тягу - до 13 300 кгс. Восемь двигателей модификации НК-87 (с коррозионно- и жаростойкими покрытиями, обеспечивающими надежную эксплуатацию в морских условиях) использовались в составе силовой установки первого в мире боевого экраноплана-ракетоносца "Лунь".

Как ожидается, после 2010 г., по мере исчерпания запасов нефти, во всем мире начнется все более широкое использова-

был установлен НК-88), а в январе 1989 г. поднялся в воздух Ту-156 с НК-89. В дальнейшем (по понятным причинам) темп разработки "криогенных" самолетов и силовых установок для них резко упал, однако ОКБ продолжает доводку НК-89.

В 1979 г. в кузнецовском ОКБ развернулись работы по созданию перспективных двигателей НК-56 и НК-64. Первый из них предназначался для аэробуса Ил-96, а второй - для Ту-204 и Ил-96-300. Следует напомнить, что первоначально самолет Ил-96 был задуман 350-местным, и двигатель НК-56 тягой 18 000 кгс полностью соответствовал именно этому варианту. Трехвальный НК-56 имел пятнадцатиступенчатый компрессор, многофорсуночную камеру сгорания и пятиступенчатую турбину. Ресурс до капитального ремонта составлял 7500 ч, а назначенный - 15 000 ч. Однако министр авиационной промышленности И.С. Силаев счел нерациональным производство нескольких близких по мощности двигателей и сделал выбор в пользу пермского ТРДД ПС-90 тягой 16 000 кгс. Для этого двигателя Ил-96 оказался великоват. И тогда генеральный конструктор авиакомплекса им. С.В. Ильюшина Г.В. Новожилов принял решение укоротить фюзеляж, ограничив пассажироместимость 300 креслами.

После отказа министерства от "восемнадцатитонника", в мае 1983 г., кузнецовское ОКБ сосредоточило усилия на НК-64. Но и здесь куйбышевских моторостроителей подстерегала неудача: по результатам испытаний в термобарокамере в марте 1985 г. вновь был сделан выбор в пользу ПС-90. Последний был рекомендован для применения на Ту-204 и Ил-96-300, "вытолкнув" перспективные двигатели НК из перечня серийных российских авиадвигателей, предназначенных для

гражданских лайнеров.

Потребовалось три года упорной работы, чтобы сформулировать концепцию нового "козырного туза" фирмы. Им стал НК-93 - винтовентиляторный двигатель сверхвысокой степени двухконтурности. Двухрядный винтовентилятор с поворотными лопастями приводится во вращение трехступенчатой турбиной, при этом 40 % мощности, передаваемой через редуктор винтовентилятору, приходится на восьмилопастную ступень, а 60 % - на десятилопастную. Лопатки и диски семиступенчатого компрессора низкого давления изготовлены из титана, как и первые пять ступеней восьмиступенчатого компрессора высокого давления. Многофорсуночная камера сгорания кольцевого типа, турбины компрессора низкого и высокого давления одноступенчатые. Схема управления двигателем - дублированная электронная с гидромеханическим резервированием.

Двигатель соответствует нормам ИКАО по эмиссии загрязняющих веществ и уровню шума. Его предполагают устанавливать на самолетах большой пассажироплощности Ил-96-500, Ту-204-200, Ту-214, Ту-304 и др. Конструкция НК-93 является базовой для семейства двигателей с взлетной тягой 8000...23 000 кгс.

Одной из последних разработок ОАО "СНТК имени Н.Д. Кузнецова" является проект 40-тонного двигателя НК-44 для самолета Ту-304 и его криогенной модификации НК-46 для самолета Ту-306.

Двигатели наземного применения

Первым отечественным газотурбинным двигателем, конвертированным для применения в составе газоперекачивающего агрегата, стал НК-12СТ. Он был создан в 1964 г. на базе самого мощ-

струкции более 60 % деталей). Вариантом НК-36СТ, предназначенным для работы с электрогенератором мощностью 25 МВт, является НК-37. Он оснащен автоматической системой запуска и регулирования, что позволяет использовать установку как в "нормальном" режиме выработки электроэнергии, так и в режиме компенсации "пиковых" и аварийных нагрузок. Модульная конструкция двигателя позволяет перевозить его различными видами транспорта, а также производить замену элементов в процессе эксплуатации.

Высокоэффективный двигатель нового поколения НК-38СТ, предназначенный для привода газоперекачивающего агрегата ГПА-16 "Волга", разработан на основе авиационного НК-93, который по удельной массе и удельному расходу топлива соответствует лучшим мировым образцам. Лопатки первой и второй ступеней турбины с вихревой системой охлаждения имеют керамическое покрытие. Современные технологии, применяемые при создании НК-38СТ, обеспечили ему высокий к.п.д., вполне удовлетворяющий современным требованиям газоперекачивающих агрегатов.

Эпилог

Николай Дмитриевич Кузнецов являлся одним из наиболее способных и плодотворных отечественных конструкторов двигателей. В 1957 г. за разработку двигателя НК-12 он был удостоен звания Героя Социалистического Труда, а в 1981 г. получил эту награду вторично. По существовавшему в те годы положению бронзовый бюст Дважды Героя был установлен в Куйбышеве на пересечении улиц Победы и Нововокзальной. Среди наград Н.Д. Кузнецова десять орденов, в том числе пять орде-

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НК НАЗЕМНОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Характеристика	НК-12СТ	НК-14СТ	НК-16СТ	НК-36СТ	НК-38СТ
Мощность, МВт	6,3	8,6	16	25	16
К.п.д., %	26	32	29	36,4	38
Масса с рамой, кг	3500	3600	7800	8690	5900
π_k	8,8	9,5	9,68	23,1	25,9
T_{gr} , К	941	1270	1067	1420	1476
$T_{вых}$, К	583	748	643	698	716
Расход топливного газа, кг/ч	1820	1930	4052	5163	3046

ного и надежного ТВД НК-12. Газоперекачивающие станции ГПА-Ц-3 с НК-12СТ эксплуатируются с 1974 г. на 24 газопроводах внутри страны; кроме того, они экспортировались в Болгарию, Польшу и Аргентину. Общая наработка всех силовых установок этого типа превышает 25 млн ч, отдельные двигатели наработали без ремонта 100 тыс. ч. В девяностые годы на базе НК-12СТ был создан усовершенствованный вариант НК-14СТ, имеющий большую мощность и к.п.д. Еще одна модификация - газотурбинный привод электрогенератора НК-14Э, предназначенный для блочно-модульных электростанций "Газпрома".

С 1982 г. серийно производится двигатель НК-16СТ, созданный на базе НК-8, от которого заимствовано 69 % деталей. Нарботка двигателей-лидеров без капитального ремонта превысила 25 тыс. ч. Но сегодня к.п.д. установок менее 30 % перестал удовлетворять газоперекачивающих агрегатов выбирают все более совершенные двигатели. Так, на основе НК-321 в 1990 г. создан высокоэффективный двигатель НК-36СТ (в нем заимствовано от базовой кон-

нов Ленина. В 1973 г. его единогласно избрали действительным членом Академии наук СССР.

Как отмечают близко знавшие его люди, Николая Дмитриевича отличали личная скромность в сочетании с исключительной научной и конструкторской смелостью, выразившейся в создании уникальных двигателей, в некоторых случаях непревзойденных по важнейшим характеристикам до нынешнего времени. Он был готов "заниматься двигателями" от зари до зари, по восемнадцать часов в день, в этом была вся его жизнь. Кроме того, он являлся и незаурядным организатором, настойчивости и таланту которого обязана своим существованием финансово-промышленная группа "Двигатели НК". Умер Н.Д. Кузнецов 31 июля 1995 г. в Москве после тяжелой болезни. Через всю многолетнюю деятельность он пронес принцип, оставленный в наследие руководителям нынешним: "Одно из самых сильных средств в воспитании подчиненных - твой личный пример в работе и жизни".

DIGEST

Nickolay D.Kuznetsov was one of the most gifted and prolific Russian designers of aviation engines. In 1957, he deserved "Hero of Socialist Labor" for the development of NK-12 engine and in 1981 he received this award for the second time. Based on those days laws, the bronze bust of the twice hero was built in Kuybyshev. Among the awards of N.D. Kuznetsov are ten orders, including five Orders of Lenin. In 1973, he was unanimously elected as a member of the Academy of Sciences of the USSR.

Close to him people said that N.D. Kuznetsov combined personal modesty and exclusive stubbornness in science and designing that was clear from developments of his unique engines, which main characteristics have not been surpassed up to now. Moreover, he was an outstanding organizer. "NK Engines" financial and industrial group is very much obliged to his persistence and talent. N.D.Kuznetsov was died on July 31, 1995 in Moscow from a serious illness. In his many years work he adhered to the principle "One of the strongest aid in education of employees - to give your personal example in work and life" which he left as his heritage to to-day's leaders.

THIS IS THE VERY NK ENGINE, THAT...

Почему электроэрозионные станки с линейными сервоприводами намного производительнее ЭЭ станков с обычными ШВП-приводами?

Линейные двигатели и их достоинства известны давно, однако широкого практического применения в электроэрозионных (ЭЭ) станках эти двигатели до сих пор не находили. Новая разработка SODICK берет свои истоки в академических исследованиях и экспериментальных работах, которые, как известно, многие десятилетия велись в Японии с целью создания сверхскоростного поезда.

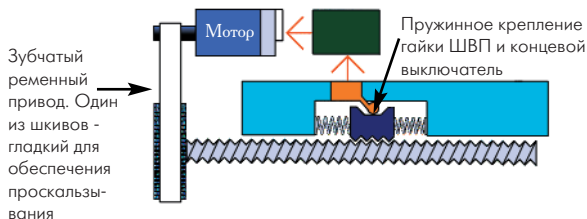
Начав собственные разработки, конструкторы SODICK пришли к выводу, что те подходы, на которых базировались предшествующие конструкции, не могут быть взяты за основу. Для линейных двигателей ЭЭ станков были необходимы новые конструкторские решения, т.к. они должны обеспечивать достаточное тяговое усилие при большом ускорении, иметь малое энергопотребление, надежно работать в течение многих лет эксплуатации ЭЭ станка, не выделять избыточное тепло и т.д. и быть недорогими.

Экспериментально был найден оптимальный материал постоянных магнитов и угол установки этих магнитов по отношению к переменным магнитам. Создана эффективная масляная система охлаждения (по типу долговечных систем охлаждения высоковольтных трансформаторов). Для минимизации тепловых деформаций каретка вертикального ползуна сделана из керамики собственной разработки FineXCera с тепловым расширением в 2 раза меньшим, чем у гранита.

Противовесы, компенсирующие вес вертикального ползуна и электрода в обычных приводах эффективны до ускорения $1,0g$, у линейного привода до $-1,89g$. Чтобы при выключении электропитания каретка ползуна с электродом не падала, применен быстродействующий пневмопротивовес, подобный известным высоконадежным конструкциям, используемым в системах пневмоавтоматики.

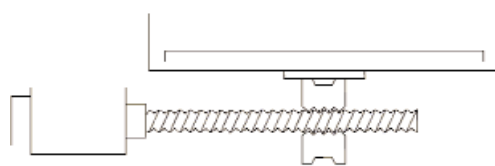
Традиционные приводы с шаровинтовой парой (ШВП) и их недостатки

1. Ременный привод с ШВП



Ременный привод с механической защитой от соударений (пружинное крепление гайки ШВП и концевой выключатель). Достоинство схемы привода - возможность применения недорогих шаговых двигателей. При такой схеме без линеек определить текущее положение невозможно.

2. Непосредственный привод с ШВП



Непосредственный привод двигатель-винт ШВП. Текущее положение может определяться как с помощью энкодеров на оси двигателя (датчиков углового положения), так и линеек. Необходимы дорогостоящие импульсные двигатели переменного тока. Такой привод применялся на станках SODICK до создания станков с линейными приводами.

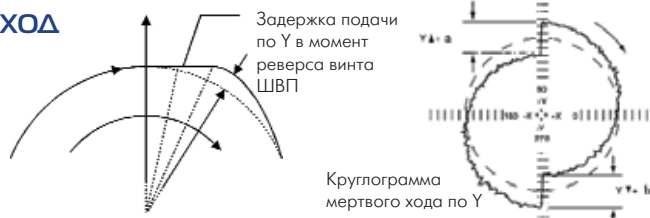
Врожденные "пороки" традиционных приводов с передаточными механизмами

ПОРОКИ приводов с ШВП (шаровинтовой парой) заложены в их устройстве. Главная **причина конструктивных изъянов традиционных ШВП-приводов - многоступенчатость преобразования энергии и движений:**

- электрический импульс -
- электромагнитное поле -
- поворот ротора двигателя -
- (работа ременного редуктора) -
- поворот винта -
- (перемещение гайки ШВП) -
- линейное перемещение.

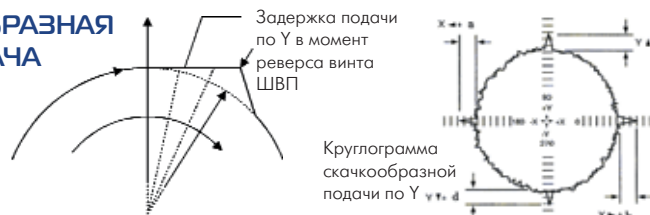
Малая скорость, высокая инерционность, а также отсутствие равномерности хода не позволяют ШВП-приводам достаточно быстро и точно поддерживать размер межэлектродного зазора

МЕРТВЫЙ ХОД



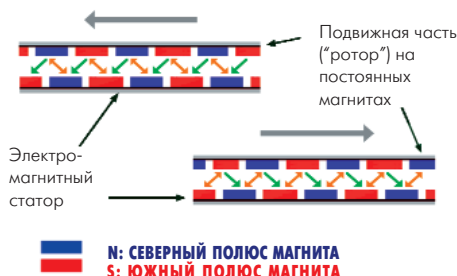
Основная причина возникновения мертвого хода - люфты в передаточном механизме. Люфты, по определению, - зазоры в передаточном механизме, без которых ни один передаточный механизм не работает. Чем сложнее передаточный механизм, тем больше люфтов. Понятно, что ременный привод имеет больше люфтов, чем непосредственный привод.

СКАЧКООБРАЗНАЯ ПОДАЧА



Основная причина возникновения скачкообразной подачи - трение в передаточном механизме.

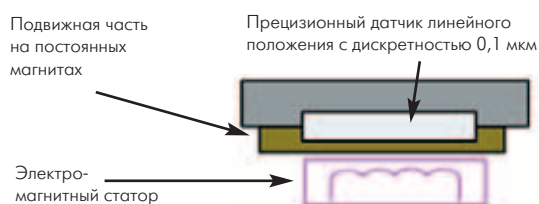
Одно из достижений конструкторов SODICK - собственная 6-фазная импульсная система управления электромагнитами, которая в купе с особым углом крепления постоянных магнитов обеспечивает плавность и непрерывность подачи. Импульсная система управления SMC - часть нового компьютерного числового программно-управляемого генератора LN (LN - сокращение от английского слова "Linear" - линейный). При моментальности реакции привода и высокой скорости подачи система управления SODICK обеспечивает малое энергопотребление (за счет оригинальной схемы рекуперации электроэнергии) и высочайшую точность.



Силы отталкивания и притяжения между магнитными полюсами при работе линейного электродвигателя

Достоинства линейных приводов

3. Линейный привод SODICK



Идеальная точность подачи с дискретностью **0,1 мкм**, безупречно точный искровой зазор и оптимальные энергетические режимы.

Выдающаяся динамика (скорость до **600 мм/сек**, ускорение до **1,89g**), моментальность реакции.

Привод без передаточных механизмов

В линейных двигателях нет передаточных механизмов, нет преобразования вращения в линейное движение.

Нет ШВП, нет соединительных муфт, тем более нет ременных и других передач. Нет люфтов - нет мертвых ходов.

Практически нет трения и нет причин для скачкообразных подач.

Благодаря врожденной точности и динамике линейные сервоприводы подают электрод по командам прогностическо-адаптивной сервосистемы КЧПУ SODICK несравнимо быстрее и точнее ШВП-приводов. Положение электрода корректируется 500 раз с секунду.

Простота конструкции, отсутствие изнашиваемых частей гарантируют долговечность и надежность.

Рост реальной производительности ЭЭ прошивочной обработки на 50...200 % и ЭЭ проволочно-вырезной на 40...100 %.

МИНИМУМ СОСТАВНЫХ ЧАСТЕЙ, "ВРОЖДЕННАЯ" НАДЕЖНОСТЬ

За простотой конструкции стоят многие годы исследований и разработок, а также внушительный перечень открытий, изобретений и конструкторских находок

По сути, **в линейном приводе нечему ломаться.** Всего 3 части: стационарный электромагнитный статор, подвижный "ротор" с постоянными магнитами из редкоземельных элементов на керамической каретке и линейный датчик положения. Никаких передаточных механизмов [ШВП, зубчатых или ременных редукторов].

Срок службы линейных сервоприводов определяется продолжительностью "жизни" постоянных магнитов. На практике для магнитов, используемых в современных линейных приводах SODICK, он превысил 15 лет. Их минимальный ресурс - **25 - 30 лет.**

Поломок линейных двигателей SODICK пока не наблюдалось. Однако, даже если вдруг представить, что такой двигатель по какой-то случайности сломался, более ремонтпригодной конструкции трудно найти: чтобы заменить статор, нужно вывернуть лишь 8 болтов, отсоединить 2 трубки и 2 провода; чтобы снять "ротор" - всего 6 болтов. Двигатель меняется не весь, а - что дешевле и проще - по частям.

Сдвоенный линейный привод оси Z



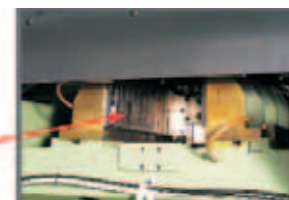
Для минимизации электромагнитных полей наиболее нагруженный привод - привод по Z - выполняется сдвоенным (по одному

Статор (электромагниты) оси Z с внутренней и внешней сторон



Линейный сервопривод оси Y

Постоянные магниты на неподвижной части (статоре)



ЛИНЕЙНЫЕ СЕРВОПРИВОДЫ -ТО, ЧЕГО НЕ ДОСТАВАЛО ЭЭ СТАНКАМ СО ВРЕМЕНИ ИХ СОЗДАНИЯ

Задача сервопривода электроэрозионного станка - подать электрод максимально точно в командную точку, рассчитываемую КЧПУ. Обычные приводы с ШВП не способны делать это с достаточной быстротой и точностью. Причина: врожденные конструкционные пороки ШВП-приводов:

- малая скорость, плохая динамика;
- большая инерционность;
- температурные деформации металлических частей;
- наличие люфтов (отсюда мертвые ходы);
- нестабильность по трению (скачкообразные подачи);
- погрешность шага винтов.

Линейные приводы лишены перечисленных недостатков. Линейные двигатели меняют характер ЭЭ обработки, как прошивочной, так и проволочно-вырезной. И это не только значительный рост производительности, но более чем существенный качественный рост.

ПРОВОЛОЧНО-ВЫРЕЗНАЯ ОБРАБОТКА

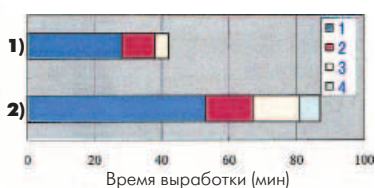
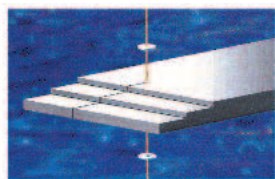
Если раньше для достижения "9-класса" шероховатости ($1,5 \text{ mR}_{\text{max}} \approx 0,17 \text{ mRa}$) требовалось 4 прохода, то "линейному" ЭЭ станку SODICK требуется только 3. Сокращается и число проходов и время, затрачиваемое на каждый проход. Соответственно сокращаются и затраты на расходные материалы, особенно заметна экономия проволоки-электрода.

Пример роста производительности

Вырезка разнотолщинной детали высотой 30...61 мм с шероховатостью 9-го класса ($0,17...0,2 \text{ mRa}$). По сравнению с ЭЭ проволочными станками с обычными приводами ЭЭ установка с линейными приводами делает ту же работу в 2 раза быстрее.

ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ОБРАБОТКИ

Проходы	ЭЭ станок с ШВП-приводами	ЭЭ станок с линейными приводами
1-й	53 мин	28 мин
2-й	14 мин	10 мин
3-й	14 мин	4 мин
4-й	6 мин	Не требуется
Всего	87 мин	42 мин



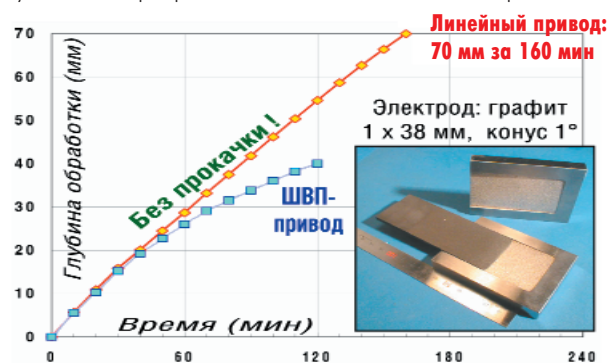
1) ЭЭ станок SODICK с линейными приводами; 2) ЭЭ станок с ШВП-приводами

ГЛАВНЫЕ ФАКТОРЫ РОСТА ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ ПРОВОЛОЧНО-ВЫРЕЗНОЙ ЭЭ ОБРАБОТКИ БЛАГОДАРЯ ЛИНЕЙНЫМ СЕРВОПРИВОДАМ

- (1) Стабильно оптимальный межэлектродный зазор благодаря высочайшей динамической точности линейного привода и равномерности подач. В результате - оптимальные энергические режимы и максимальный съем.
- (2) Уменьшение числа и длительности выхаживающих проходов за счет несравнимо более высокой динамической точности

КООРДИНАТНО-ПРОШИВОЧНАЯ ОБРАБОТКА

Линейный привод не только обеспечивает в 2...3 раза большую скорость прошивки, но и позволяет обрабатывать на глубину, недоступную для электроэрозионных станков с обычными приводами.



ГЛАВНЫЕ ФАКТОРЫ РОСТА ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ КООРДИНАТНО-ПРОШИВОЧНОЙ ЭЭ ОБРАБОТКИ БЛАГОДАРЯ ЛИНЕЙНЫМ СЕРВОПРИВОДАМ

- (1) Стабильно оптимальный межэлектродный зазор благодаря высочайшей динамической точности линейного привода и, в результате, - оптимальные энергические режимы и максимальный съем.
- (2) Сокращение времени релаксаций (отвода электрода). Электрод подается в зону искрообразования в 5...10 раз чаще. Относительная длительность рабочего цикла в несколько раз больше, чем у станка с ШВП-приводами.
- (3) Удаление шлама за счет помпового эффекта от быстрых перемещений электрода вместо струйной прокачки.

Линейные сервоприводы позволяют обойтись при обработке без струйной прокачки (промывки), т.е. подачи струи диэлектрика в зону обработки для удаления продуктов электроэрозии (шлама и газов). Струйная прокачка, не поддающаяся стандартизации, - частая причина брака. Линейный привод перемещает электрод в ходе релаксаций (подвода-отвода электрода вверх-вниз) со скоростью до 600 мм/с (36 м/мин) и ускорением до 1,89g. Динамично перемещаясь, электрод работает как поршень насоса, удаляя продукты ЭЭ несравнимо эффективнее струйной прокачки.

ОБРАБОТКА СО СТРУЙНОЙ ПРОКАЧКОЙ



ОБРАБОТКА БЕЗ СТРУЙНОЙ ПРОКАЧКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПОМПОВОГО ЭФФЕКТА БЫСТРЫХ РЕЛАКСАЦИЙ ЭЛЕКТРОДА



Впервые в отрасли эффективная ЭЭ обработка без струйной прокачки. Нет струйной прокачки - нет брака!

Почему ЭЛЕКТРОЭРОЗИОННЫЕ СТАНКИ С ЛИНЕЙНЫМИ ПРИВОДАМИ намного производительнее обычных ЭЭ станков ?

Как это ни парадоксально, главная причина не в скорости линейных серводвигателей SODICK, а в их фантастической точности

Sodick

ВПЕРВЫЕ ! Линейные сервоприводы в ЭЭ станках

Для справки: Более 30 лет назад российские исследователи предсказывали возможность повышения скорости ЭЭ обработки на порядок при условии создания сервосистемы, способной идеально точно поддерживать оптимальную величину межэлектродного зазора в электроэрозионном станке на протяжении всего цикла.



Рост производительности
проволочной вырезки на 40...100%.
значительное повышение точности и
качества, солиднейшая экономия
расходных материалов

ЛИНЕЙНЫЕ СЕРВОПРИВОДЫ - БУДУЩЕЕ СТАНКОСТРОЕНИЯ

Инструмент в электроэрозионной обработке - искровые разряды.

Характеристики искровых разрядов в значительной степени зависят от величины искрового (межэлектродного) зазора. Оптимальный зазор - это оптимальные режимы обработки и, следовательно, максимальная производительность. Если зазор больше или меньше, чем нужно, теряется производительность и качество. В идеале в каждый момент рабочей сервоподачи зазор должен быть равен командному значению (задаваемому КЧПУ).

Рост
производительности
координатно-
прошивочной
обработки на 50...200 %.
Новые стандарты
точности и качества
обработки.



Обычные приводы из-за больших потерь в механизмах преобразования вращательного движения в линейное, инерционности и т.д. обеспечивают подачу электрода в командные точки лишь с точностью в "десятку" или, в лучшем случае, в "сотку". В результате ЭЭ станок с обычными приводами только малую часть времени работает с оптимальными искровыми зазорами и, соответственно, в оптимальных энергетических режимах (режимах наибольшей производительности).

В линейных сервоприводах нет преобразования вращательного в линейное движение, нет шаровинтовых пар, нет зубчатых или ременных передач - двигатель перемещает прежде всего сам себя. Точность подач - микроны и доли микрона. В результате, в каждом ходе сервоподач достигается идеальный межэлектродный зазор, а в каждом рабочем цикле - идеальные энергетические режимы, что обеспечивает резкий рост и скорости, и качества ЭЭ обработки.

Будьте первыми!

ЭЛЕКТРОЭРОЗИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ БУДУЩЕГО ИЗ ЯПОНИИ

Прошивочные и вырезные ЭЭ установки SODICK с высокоточными и динамичными линейными сервоприводами, ЭЭ "супердрели". ГАРАНТИЯ - 2 ГОДА. Поставка со складов в Гамбурге или в Москве (за рубли) в течение 2 - 3 недель. Организация лизинга.

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

КБХА - ОДИН ИЗ ЛИДЕРОВ МИРОВОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ПРОГРАММЫ ПО ЖРД КБХА:

- замена двигателя РД-0110 третьей ступени РН "Союз" на новый двигатель РД-0124 позволит увеличить удельный импульс тяги на 10 % и выводимую полезную нагрузку на 950 кг;
- кислородно-водородные двигатели для верхних ступеней и разгонных блоков РН будущего поколения: РД-0126 с кольцевой камерой и тарельчатым соплом и кислородно-водородные двигательные установки РД-0146 и РД-0148;
- экспериментальный маршевый трехкомпонентный двигатель РД-0750 на базе РД-0120;
- новые кислородно-метановые двигатели.

ЖРД КОСМИЧЕСКИХ РН



КБХА разработало почти 60 и провело сертификацию летной годности 30 ракетных двигателей. Эти двигатели летали более 6000 раз.

ЖРД БОЕВЫХ РН

