

Двигатель

Научно-технический журнал № 1 (31) 2004



*"Солнечная энергия - главное,
только мы не умеем ею пользоваться...
Только наше невежество заставляет нас
пользоваться ископаемым топливом..."*

К.Э. Циолковский

НАМ 5 ЛЕТ!



Редакционный совет

- 
- 
- 
- 
- 
- Абрамов Г.А.,**
научный консультант Российского
Речного Регистра
- Анисин Д.Д.,**
зам. руководителя Департамента мореплавания
Минтранспорта РФ
- Бондин Ю.Н.,**
ген. директор ГП "НПК газотурбостроения
"Зоря"-Машпроект", Николаев
- Гриценко Е.А.,**
ген. конструктор СНТК им. Н.Д. Кузнецова,
Самара
- Губертов А.М.,**
зам. директора ФГУП "Исследовательский центр
им. М.В. Келдыша"
- Данилов О.М.,**
ген. директор ЗАО "Центральная компания
МФПГ "БелРусАвто", Москва
- Дическул М.Д.,**
пред. совета директоров ОАО "Пермский
моторный завод" и "Авиадвигатель"
- Жарнов В.М.,**
ген. конструктор ПО "Минский моторный завод"
- Зазулов В.И.,**
гл. конструктор НПП "ЭГА"
- Иноземцев А.А.,**
ген. директор - ген. конструктор
ОАО "Авиадвигатель", Пермь
- Каблов Е.Н.,**
ген. директор ГНЦ ВИАМ, член-корр. РАН
- Каторгин Б.И.,**
ген. конструктор, ген. директор НПО
"Энергомаш", академик РАН
- Клименко В.Р.,**
гл. инженер ОАО "Аэрофлот - РМА"
- Коржов М.А.,**
руководитель проекта "Двигатель"
ОАО "АвтоВАЗ", Тольятти
- Крымов В.В.,**
зам. ген. директора ФГУП "ММП "Салют"
по науке
- Кузнецов А.Н.,**
зам. ген. директора Российского авиационно-
космического агентства
- Кутенев В.Ф.,**
зам. ген. директора ГНЦ НАМИ по
внешнеэкономическим связям
- Муравченко Ф.М.,**
ген. конструктор МКБ "Прогресс", Запорожье
- Новиков А.С.,**
ген. директор ММП им. В.В. Чернышева
- Русак А.Д.,**
начальник Департамента локомотивного
хозяйства МПС РФ
- Селезнев Е.П.,**
ген. конструктор, ген. директор
КБХМ им. А.М. Исаева
- Скибин В.А.,**
ген. директор ГНЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова
- Троицкий Н.И.,**
директор НИИ двигателей
- Фаворский О.Н.,**
академик, член президиума РАН
- Чепкин В.М.,**
первый зам. ген. директора НПО "Сатурн"
- Черваков В.В.,**
декан факультета авиадвигателей МАИ
- Чуйко В.М.,**
президент Ассоциации "Союз авиационного
двигателестроения"
- Шапошников Е.И.,**
советник Президента РФ по авиации и
космонавтике

РЕДАКЦИЯ

- Главный редактор**
Александр Бажанов
- Заместитель главного редактора**
Дмитрий Боев
- Ответственный секретарь**
Александр Медведь
- Финансовый директор**
Дмитрий Чекин
- Редакторы:**
Александр Гомберг, Андрей Касьян,
Игорь Никитин, Валентин Шерстянников
- Литературный редактор**
Лидия Рождественская
- Художественный редактор**
Александр Медведь
- Техническая поддержка**
Александр Бобылев

В номере использованы фотографии, эскизы и рисунки:

Александра Бажанова,
Дмитрия Боева, Валерия Машкова,
Александра Медведа, Игоря Никитина

Адрес редакции журнала "Двигатель":

111116, Россия, Москва,
ул. Авиамоторная, 2
Тел.: (095) 362-3925
Факс: (095) 362-3925
engine@zstel.ru
engine@dvigately.ru
www.engines.da.ru
www.engine.avias.com
www.dvigately.ru

УЧРЕДИТЕЛЬ И ИЗДАТЕЛЬ

ООО "Редакция журнала "Двигатели"
генеральный директор Д.А. Боев
зам. ген. директора А.И. Бажанов

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

Редакция не несет ответственности
за достоверность информации
в публикуемых материалах.
Мнение редакции не всегда
совпадает с мнением авторов

.....
Перепечатка опубликованных
материалов без письменного
согласия редакции не допускается.
Ссылка на журнал при перепечатке
обязательна.

.....
Научно-технический журнал "Двигатель"
зарегистрирован
в Государственном Комитете РФ
по печати
Reg. № 018414 от 11.01.1999 г.
Отпечатано
ЗАО "Фабрика Офсетной Печати"
Москва
Тираж 5000 экз.
Периодичность: 6 выпусков в год.
Цена свободная

СОДЕРЖАНИЕ

2. Перспективы космического энергоснабжения Земли

В. Семенов

8. Путь конструктора - это и талант, и душа - все авиации

И. Кравченко, Г. Крицин, С. Дмитриев

10. Вибрацию - под надежный контроль

12. Новые электроэрозионные станки ROBOFORM 350 и ROBOFORM 550 фирмы CHARMILLES (Швейцария)

В. Полуянов, А. Смирнов, И. Костычев

15. Конкурс профессионального мастерства

16. Цель жизни - строить моторы

Л. Берне

21. Академику О.Н. Фаворскому - 75 лет

22. История атомного самолета в кратком изложении

Н. Александров

26. Комплексная отработка динамических режимов ЖРД

В. Шерстянников

28. К истории создания двигателя первой ступени ракеты-носителя "Энергия"

В. Рахманин

31. Информация

32. Так начинались ЖРД и ракеты на жидком топливе

А. Николаев

36. Долгий путь создания семейства танковых дизелей типа 2В

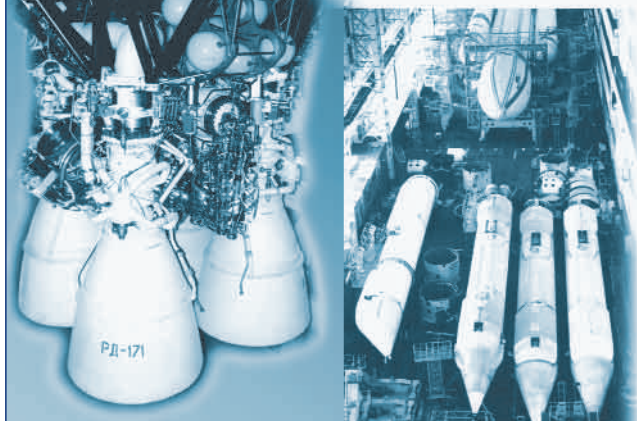
А. Ефремов

38. Его величество - К.П.Д.

Е. Бугаец

39. Информация

40. Все электроискровые станки неодинаковы



ПЕРСПЕКТИВЫ КОСМИЧЕСКОГО ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ ЗЕМЛИ

Виталий Семенов, начальник отдела ФГУП "Исследовательский Центр им. М.В. Келдыша", д.т.н.

В недалеком будущем на развитие цивилизации будет влиять ряд новых факторов, которые ранее не обнаруживали себя в явной форме и которые имеют внутренние и внешние причины.

К внутренним причинам относятся:

- рост численности населения Земли, которое согласно научным прогнозам может достигнуть к концу XXI века 12 млрд человек и приблизиться к предельному значению (15...20 млрд человек). Энергопотребление современной цивилизации постоянно увеличивается. Это касается всех сторон жизни человечества: промышленности, транспорта, сельского хозяйства, обеспечения все более разнообразных потребностей людей;

- бурное экстенсивное развитие энергетики, базирующейся в основном на углеродном и углеводородном топливе (нефть, газ), и, в особенности, опережающее развитие наземного транспорта приводят к изменению климата. В настоящее время энергопотребление по первичным источникам энергии (уголь, нефть, газ, атомная энергия, гидроэнергетика) составляет $16 \text{ ТВт} = 16 \cdot 10^{12} \text{ Вт}$. Если использовать существующие технологии, то при темпах роста 1,5 % в год через 100 лет может приблизиться к 100 ТВт - предельному экологическому значению, которое может выдержать биосфера планеты.

К внешним причинам относятся:

- регулярное падение на Землю крупных метеоритных и кометных фрагментов. Фрагменты типа "Тунгусский метеорит" (диаметром около 100 м и массой примерно 233 тыс. тонн) падают на Землю с периодичностью один раз в 100 лет. Такая катастрофа создает на площади 60 x 60 км поражающий эффект, аналогичный взрыву боеприпаса с тротильным эквивалентом 15 Мт (атомная бомба, сброшенная на Хиросиму, имела тротильный эквивалент 0,02 Мт). Космическое тело, угодившее не так давно в Юпитер, вызвало взрыв, объем облака которого сравним с объемом нашей планеты. "Космическая опасность" - угроза абсолютно реальная и вовсе не исчерпывается опасностью, генерируемой одними странами Земли в отношении других через околоземное космическое пространство.

- периодичность изменения положения магнитных полюсов Земли каждые 200 тыс. лет. По прогнозам ученых ближайшая перемена мест Северного и Южного магнитных полюсов произойдет примерно через 2000 лет. Магнитное поле Земли на какой-то период времени исчезнет, и Земля лишится магнитной защиты от ионизирующей радиации, которая обусловлена солнечными вспышками и галактическим излучением. Защита цивилизации от такого катаклизма потребует некоего технического решения, проработкой которого целесообразно заняться уже сегодня.

Всю совокупность сформулированных выше проблем помимо их глобальности объединяет тот факт, что для их решения человечество нуждается в альтернативных источниках энергии, существенно отличающихся от используемых в настоящее время.

Общие подходы к концепции глобального энергоснабжения Земли

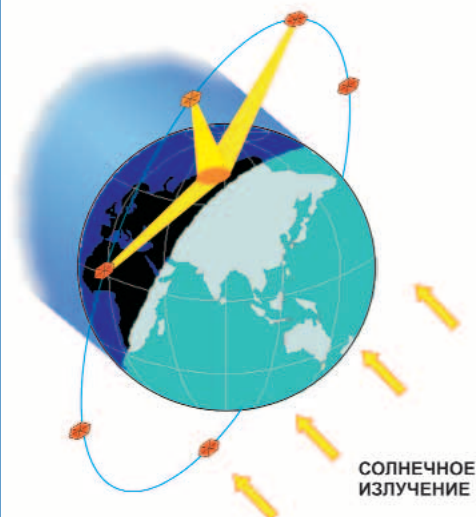
Поиски экологически чистой энергетики приводят к пониманию необходимости переноса производства наиболее энергоемких и экологически опасных материалов, и в том числе выработки электроэнергии, в космос с дистанционной передачей ее на Землю. О та-

кой перспективе говорил еще в 1928 г. Константин Эдуардович Циолковский в работе "Будущее Земли и человечества": "Солнечная энергия - главное, только мы не умеем ею пользоваться... Только наше невежество заставляет нас пользоваться ископаемым топливом".

Разрабатываемая в России концепция глобальной космической системы производства энергии опирается на следующие принципы:

- глобальное, региональное, местное энергообеспечение общества является общепланетной социально-политической проблемой;
- управление экологической безопасностью на глобальном, региональном, местном уровне должно осуществляться на основе космического мониторинга как наиболее достоверного и надежного технического средства с использованием "зеленых" тарифов за энергию, которые должны учитывать социальную значимость энергоносителя;
- государства должны наладить поддержку развития возобновляемых источников энергии (гидротехника, солнечные и ветровые генераторы, приливные морские электростанции) с оптимизацией регионального и местного состава таких источников энергии;
- долю электроэнергии, производимой на атомных станциях, необходимо

СИСТЕМА ОРБИТАЛЬНОГО ОСВЕЩЕНИЯ ПРИПОЛЯРНЫХ ГОРОДОВ



ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМЫ:

- | | |
|---|-------------|
| 1. Размер освещаемого района | = 17 км |
| 2. Уровень освещенности при сплошной облачности, обеспеченный одним КА | > 5 лк. |
| 3. Время работы: | |
| 3.1. В годичном цикле – ноябрь, декабрь, январь, февраль | |
| 3.2. В суточном цикле – с 8 до 16 часов местного времени | |
| 4. Орбита круговая солнечно-синхронная | |
| 4.1. Высота орбиты | H = 1700 км |
| 4.2. Наклонение | i = 103 |
| 4.3. Восходящий узел 22.03 – точка весеннего равноденствия | |
| 5. Число КА-рефлекторов в системе | 100-120 |
| 6. Масса одного КА5 – 6,5 т | |
| 7. Число КА в группе, выводимой одним пуском РН-35 на низкую опорную орбиту | 5 - 6 |
| 8. Ресурс | 15 лет |

Рис. 1

оптимизировать для регионального и местного уровня;

- следует определить оптимальное сочетание энергетики наземного и космического базирования в интересах глобального, регионального, местного развития экономики с учетом экологической обстановки;
- для выработки, аккумулирования, передачи энергии и устранения негативных последствий роста энергообеспечения населения следует использовать авиационно-космические технологии (как наиболее развитые и современные из всего спектра применяемых человечеством в современном производстве).

Первый этап создания системы космического энергоснабжения

Система освещения с орбиты приполярных городов Земли полярной ночью была рассмотрена в Техническом предложении (первая проектная стадия), разработанном в 1992 г. Центром Келдыша и РКК "Энергия" имени Королева. Систему, использующую орбитальные спутники-рефлекторы, предлагалось использовать для освещения Норильска, а также других городов в период с ноября по февраль, начиная с 8 часов утра до 16 часов местного времени.

Освещение производится отраженным солнечным светом с помощью плоского тонкопленочного рефлектора, вращающегося на околоземной орбите. Эффективность метода обусловлена многими факторами, и в первую очередь благотворным психологическим воздействием на население при организации естественного солнечного освещения в период полярной ночи. Освещение орбитальным источником отличается гораздо большей экологической чистотой по сравнению с электрическим освещением, так как последнее полезно использует примерно 1 % энергии (в основном углеводородного топлива), и к тому же создает электромагнитное загрязнение окружающей среды.

Указанный метод освещения целесообразно применять и для освещения определенных районов моря. Это продлевает световой день, тем самым повышается масса планктона в поверхностных слоях воды. В результате этого существенно возрастут рыбные запасы. Следует упомянуть, что все затраты на открытие Америки были окуплены именно освоением богатых рыбой районов у берегов Ньюфаундленда. Благодаря дополнительной подсветке и предотвращению весенних заморозков может быть достигнуто существенное повышение продуктивности сельских хозяйств в северных широтах. Облик и основные характеристики системы орбитального освещения приполярных городов представлены на рис. 1.

Второй этап развития системы космического энергоснабжения

На этом этапе предполагается организовать на орбите преобразование энергии светового излучения Солнца в СВЧ-энергию, которая затем по узконаправленному лучу "сбрасывается" на Землю. Этот способ передачи энергии сопряжен с определенной экологической опасностью для наземных и летящих в атмосфере объектов. Избежать потенциальной опасности можно, если СВЧ-излучение с длиной волны $\lambda=0,5$ см передавать с помощью параболической антенны на приемную антенну (ректенну), расположенную на высоте 10 км на привязном аэростате. СВЧ-излучение с указанной длиной волны беспрепятственно проходит через верхние слои атмосферы, но на высотах менее 10 км оно резонансно поглощается молекулами кислорода. Основные характеристики такой системы электроснабжения из космоса, состоящей из восьми космических электростанций на орбите, представлены

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ		
Характеристика	Величина	Примечание
Рабочая орбита:		
- круговая, высотой, км	940	Орбита солнечно-синхронная
- наклонение орбиты, град	103	
Число космических аппаратов в системе, шт.	8	
Установленная выходная электрическая мощность солнечной батареи на каждом космическом аппарате, МВт	6	К.п.д. преобразования солнечной энергии в постоянный ток (напряжение 110 В) - 10 %
Мощность, принимаемая последовательно ректенной от каждого космического аппарата, МВт	2,5	Длительность передачи энергии от каждого космического аппарата ~15 мин
Диаметр излучающей антенны, м	270	
Размер солнечной батареи, м	160 x 160	Используются две солнечные батареи
Диаметр ректенны, м	270	
Масса одного космического аппарата (космической электростанции), т	35	
Ресурс, лет	30	
Грузоподъемность ракеты-носителя РН-35, т	35	При доставке на орбиту высотой 200 км.

в таблице, а внешний облик показан на рис. 2. В таблице размерность одиночной космической электростанции (и связанная с ней мощность 6 МВт) приведена с учетом грузоподъемности (35 тонн) перспективной ракеты-носителя РН-35, а также габаритов грузового отсека (Ø 6,5 м, длина 22 м).

Средства развертывания космических электростанций

Анализ развития энергетики и новых авиационно-космических технологических разработок показал, что к концу XXI века можно будет создать космический сегмент энергетики суммарной принимаемой мощностью на Земле на уровне 4 ТВт ($4 \cdot 10^{12}$ Вт). Это составит 8 % от всех мощностей по первичным энергоносителям с учетом внедрения в наземную энергетику новых технологий (эффективные газотурбинные энергоустановки, тепловые насосы, автомобильный и авиационный транспорт на водороде, оптимальная доля возобновляемых источников энергии и атомных электростанций). Реальность выхода на указанный уровень мощностей в космическом сегменте энергетики зависит от трех факторов:

- числа оборудованных соответствующим образом космодромов;
- численности и эффективности ракет-носителей;

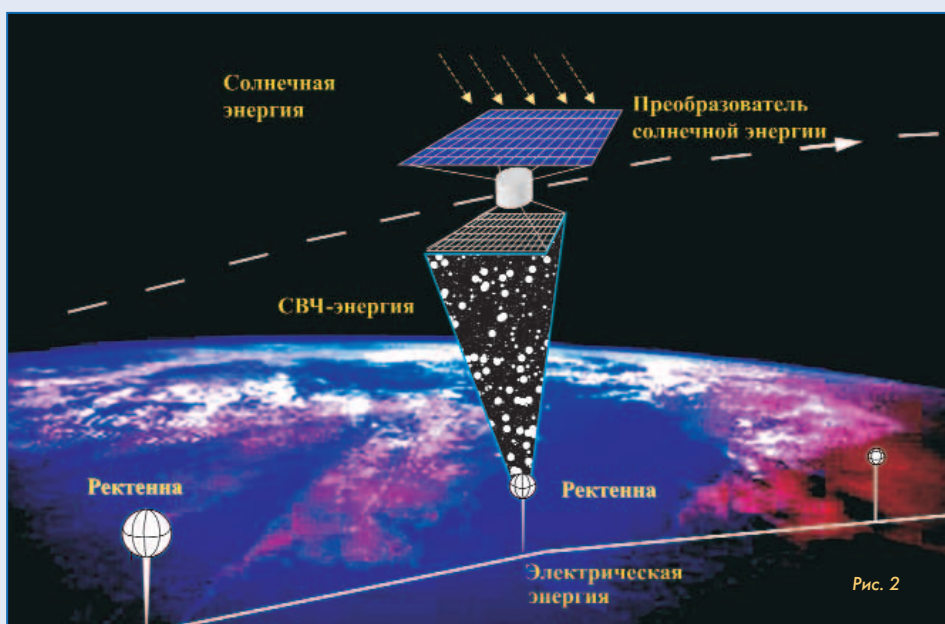


Рис. 2

- оптимальной модульности космической электростанции.

В настоящее время на Земле действует 22 космодрома. Реально рассчитывать, что к 2030 г., когда начнется развертывание космического сегмента энергетики, их станет 24.

В отношении флота ракет-носителей следует отметить, что разрабатываемые в настоящее время технологии позволят создать к 2015-2020 гг. двухступенчатую ракету-носитель РН-35. Она будет иметь первую ступень многократного использования и грузоподъемность 35 т. Стоимость выведения килограмма грузов таким носителем составит примерно \$1000, а надежность ракеты-носителя должна быть доведена до 0,9995. К 2030 г. на ее основе планируется создать ракету-носитель РН-70 грузоподъемностью 70 т. Стоимость выведения килограмма грузов такой ракетой оценивается величиной \$300...500. Сравнение возможностей использования таких носителей иллюстрируется рис. 4. Применение ракет-носителей указанного класса позволит выводить на опорную орбиту космическую электростанцию с суммарной электрической мощностью солнечных батарей 15 МВт, созданной на основе модуля мощностью 6 МВт.

Учитывая, что для подготовки повторного старта ракеты-носителя многократного применения потребуется около одной недели, получается, что одна стартовая позиция может обеспечить 52 пуска в год. Если разместить на космодроме пять стартовых позиций, то каждый космодром должен иметь, как минимум, пять ра-



Рис. 3

кет-носителей типа РН-70. Таким образом, к концу XXI века мировой флот ракет-носителей многократного применения должен иметь примерно 120 ракет-носителей типа РН-70, что представляется реальным. Для сравнения: мировой парк самолетов Boeing 747 со стартовой массой 320...378 т насчитывает около 1000 машин.

Даже с преодолением сложнейших инженерно-технологических задач, которые ставит глобальная система, аналогичная описанной, все равно остаются две проблемы, решение которых можно искать только совместными усилиями промышленно развитых стран.

Первая проблема связана с заметной экологической нагрузкой на биосферу, создаваемой

примерно 6000 пусками ракет-носителей в год. Ее следует сопоставлять с экологической опасностью, порождаемой традиционными технологиями в энергетике и на транспорте.

Вторая проблема связана с необходимостью расширения списка стран, использующих современные космические технологии, при осуществлении непрерывного приема и транспортировки переданной из космоса энергии.

Применение новой техники в глобальном масштабе невозможно без согласованной деятельности науки и промышленности различных стран. В связи с осуществлением столь грандиозного проекта возникает еще ряд технических задач, решение которых потребует разработки новых двигательных и энергетических установок, использующих поступающую из космоса энергию. **П**

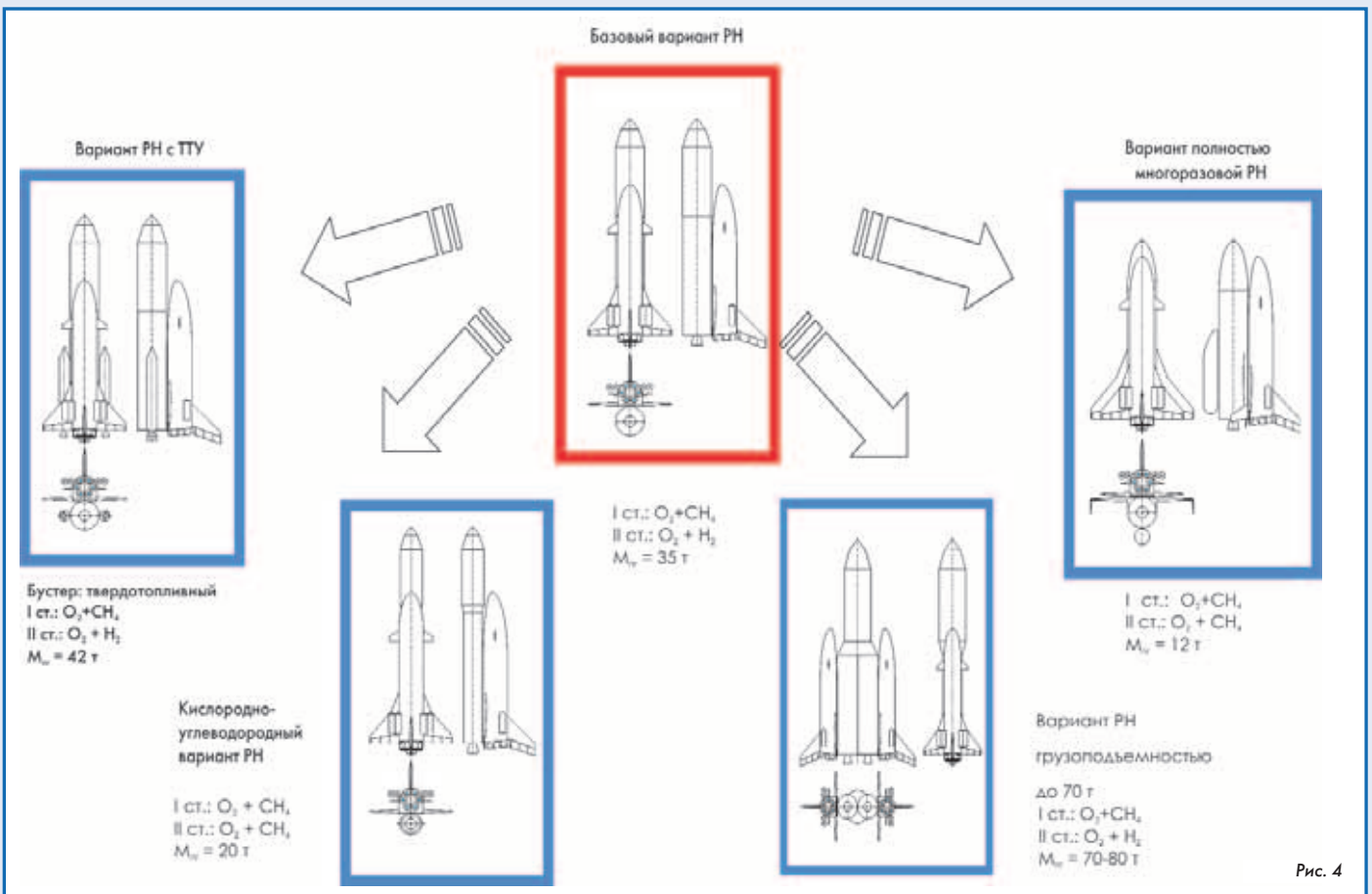


Рис. 4

Научно-технический журнал



Двигатель

выходит с XX века

<http://www.dvigately.ru>

E-mail: engine@zitel.ru

Тел./Факс: (095)362-39-25

111116, Москва, Авиамоторная, 2

Мы вместе уже который год...

Оставайтесь с нами!



ДРУЗЬЯ!

В МАРТЕ 2004 ГОДА ИСПОЛНЯЕТСЯ ПЯТЬ ЛЕТ СО ДНЯ ВЫХОДА В СВЕТ ПЕРВОГО НОМЕРА ЖУРНАЛА "ДВИГАТЕЛЬ"

Анализ состояния дел в России конца XX века не мог не привести специалистов, активно участвующих в создании научно-технической продукции, к осознанию необходимости принятия срочных мер, которые способствовали бы выходу из сложившегося катастрофического положения. В том, что положение действительно было катастрофическим, мы почувствовали на себе: как раз в период обсуждения идеологии нового издания произошел печально известный дефолт 1998 г. Напоминать о том, что тогда происходило в экономике, и, к сожалению, еще продолжает иметь место, нет смысла. Главное не в этом. Облик журнала был определен общим желанием объединить "под одной обложкой" идеи и мысли конструкторов и изготовителей двигателей любого типа - автомобильных, авиационных, ракетных, судовых, транспортных, промышленных и других. Кроме того, хотелось предоставить возможность высказаться разработчикам узлов и агрегатов, без которых работа двигателя была бы невозможна, создателям новых материалов и технологий, топлив и масел.

Нельзя забывать, что двигатель, в свою очередь, является лишь частью, хотя, по нашему мнению, главной частью любой машины. И мы с большим удовольствием размещаем на страницах нашего журнала самые разные статьи, связанные с историей и перспективами развития как самых различных двигателей, так и всех тех "носителей", ради обеспечения работы которых они и создавались. Мы стараемся публиковать статьи в такой редакции, чтобы они были понятными специалисту любой отрасли. И даже не являясь специалистами, многие с интересом читают проблемные, исторические и обзорные статьи журнала. Тем самым, "Двигатель" с самого начала заявил о себе как о популярном межотраслевом научно-техническом издании. При более серьезном обзоре прессы оказалось, что журнал такой специализации - единственный в мировой издательской практике.

Журнал оказывает информационную поддержку перспективным программам авиационного, космического, судового, автомобильного, промышленного и других видов отечественного двигателестроения. Наш журнал стал своеобразным компасом в мире двигателестроения не только для конструкторов, технологов и инженеров, но и для политиков и бизнесменов. Для первых мы являемся источником информации, необходимой для более глубокого понимания проблем, существующих в промышленности, и принятия необходимых решений. Для вторых мы публикуем информацию о новых многообещающих изобретениях, проектах и технических новинках, требующих финансовой поддержки.

Внимательно знакомятся с журналом и его интернет-версией специалисты самых разных областей. Благодаря "Двигателю" многие разработки конструкторов и технологов одних отраслей нашли применение в других. Многочисленные иностранные компании внимательно изучают публикации в нашем журнале. Это является подтверждением того, что наши конструкторы и технологи много чего еще могут и умеют делать. Потенциал нашей промышленности велик, и надо только способствовать его дальнейшему росту.

Наш журнал предназначен для широкого круга читателей: студентов и преподавателей вузов, ученых и исследователей НИИ, разработчиков КБ, рабочих, инженеров и технологов предприятий, эксплуатантов, руководителей всех рангов, экономистов и политиков. Он предназначен для всех, кому не только на словах небезразлично состояние нашей Родины, для тех, кто собирается и дальше жить именно здесь.

Мы поздравляем всех наших читателей с пятилетием журнала. Мы будем стараться и дальше не обмануть ваших надежд.

Александр Бажанов, главный редактор журнала "Двигатель"

ДВИГАТЕЛИ 2004

Восьмой
международный салон



ВВЦ, 12-16 апреля

**Только здесь Вы сможете
ознакомиться с новейшими
достижениями ведущих
фирм мира в области
авиационного, космического,
транспортного,
энергетического и
индустриального
двигателестроения.**



**В рамках Салона пройдет
научно-технический симпозиум**

“Двигатели и экология”

*Не упустите
свое
шанс, планируйте
участие в нашем Салоне*

В. С. Ш

По вопросам выставки и симпозиума
обращаться по адресу:
105118, Москва, проспект Буденного, 19
Тел./Факс: (095) 369-8048, 366-4588
E-mail: assad@assad.ru <http://www.assad.ru>

18 марта 2004 года генеральному конструктору государственного предприятия "Запорожское машиностроительное конструкторское бюро "Прогресс" имени академика А.Г.Ивченко" ("Ивченко-Прогресс") Федору Михайловичу Муравченко исполняется 75 лет!

ПУТЬ КОНСТРУКТОРА - ЭТО И ТАЛАНТ, И ДУША - ВСЕ АВИАЦИИ!

Игорь Кравченко, первый заместитель руководителя предприятия, главный конструктор
Геннадий Крицын, начальник НИО, главный конструктор
Сергей Дмитриев, начальник ОНТИ



Имя Федора Михайловича Муравченко стоит в одном ряду со знаменитыми людьми, чья жизнь неразрывно связана с авиацией. Его 75-летие совпало с 50-летием трудовой деятельности на известном всему миру предприятии "Ивченко-Прогресс".



Учеба в ХАИ



Встреча с генеральным конструктором вертолета Ми-26 М. Тищенко



Доклад Ф. Муравченко министру авиационной промышленности СССР А. Сысцову



Посещение предприятия Первым секретарем ЦК компартии Украины В. Щербичиким



На защите докторской диссертации

Родился Федор Михайлович 18 марта 1929 года в селе Запорожье - Грудовато, Синельниковского района Днепропетровской области. Он был восьмым сыном из девяти детей Варвары Мироновны и Михаила Ефимовича. Но голод и болезни унесли жизни семерых детей, и в живых остались только младший Федор и старший Иван. Семья Муравченко сполна познала и сталинскую коллективизацию, и гитлеровскую оккупацию, и годы послевоенной разрухи. В такой атмосфере ковался характер будущего генерального конструктора.

Трудовую карьеру Федор Муравченко начал в сельской кузне. Молодому кузнецу в конце войны было неполных 15 лет. Первое знакомство с авиацией у Федора Михайловича началось с учебы в Днепропетровской спецшколе ВВС в послевоенные годы. Это приобщение определило жизненный путь Федора Михайловича, и он поступил учиться в Харьковский авиационный институт.

Окончив с отличием ХАИ в 1954 году, Федор Муравченко был направлен в Запорожское ОКБ.

По прибытию на предприятие он со свойственной ему энергией и целеустремленностью включился в разработку газотурбинного двигателя АИ-20 и сделал многое для победы этого двигателя в конкурентной борьбе.

В 1959 году Муравченко был назначен начальником конструкторской бригады по запуску двигателей. Он в то

время предугадал перспективность воздушной системы запуска газотурбинного двигателя (ГТД), и под его руководством впервые в СССР разрабатывается воздушная система запуска газотурбинного двигателя взамен сложной и громоздкой электрической. То, над чем работала бригада, для ОКБ было абсолютно незнакомым делом. Впоследствии новая система запуска ГТД нашла широкое применение на летательных аппаратах транспортной и пассажирской авиации, где и сегодня используется для запуска практически всех ГТД большой и средней мощности.

Профессионализм, работоспособность и талант - вот те черты, которые проявились у Муравченко и тогда, когда он возглавил конструкторскую бригаду камер сгорания. Он умел глубоко проникать и анализировать работу элементов конструкции, находить оптимальные и оригинальные решения при разработке новой техники, что позволило заметно поднять технический уровень камер сгорания и впервые в мировой практике двигателестроения достичь еще в 1965 году ресурса 4000 часов. Федор Михайлович одним из первых понял преимущества применения кольцевых камер сгорания. Им была создана школа проектирования маломиссионных камер сгорания, благодаря которой все двигатели, разработанные на предприятии после 1965 года, удовлетворяют жестким мировым экологическим стандартам. Федор Михайлович является автором нескольких десятков изобретений, связанных с конструкцией камер сгорания.

Работая в каждой должности, Федор Михайлович оставлял свой особый след в разработке двигателей. При этом повышение по службе он получал, как правило, с переводом на более трудные участки, где требовалось решение срочных задач. Поэтому ему - уже ведущему конструктору - в 1965 году поручили руководить работами, связанными с наземным применением авиационных газотурбинных двигателей. При его непосредственном участии по заказам Министерства нефтяной и газовой промышленности на базе авиационного турбовинтового АИ-24 были разработаны двигатели для привода ряда буровых установок и приводы устройств, предназначенных для интенсификации добычи нефти. С их помощью разведаны основные месторождения газа и нефти в Сибири. Проведен большой комплекс опытно-конструкторских работ, направленных на перевод питания газотурбинных двигателей на дизельное топливо и на природный газ, создание специализированных ГПП для промышленности, таких, как парогазогенератор ГИГ-4, водогрейная установка и т.п.

С 1966 года по 1968 год под его руководством были разработаны газотурбинные приводы АИ-20С и АИ-23С-1 для судов на подводных крыльях "Буревестник", на воздушной подушке "Сормович" и газотурбохода "Тайфун". Эти суда успешно эксплуатировались на линиях речного и морского пароходства.

На базе турбовинтового АИ-20 были разработаны приводы, которые устанавливались также на экранопланы "СМ-6", "Метеор-2" и на электростанции АИ-24ПТЭ.

Эта работа требовала умения налаживать деловые связи с новыми партнерами, знания экономики и многого другого.

В 1967 году приказом МАП СССР Муравченко назначается заместителем главного конструктора по экспериментальным работам. Федор Михайлович принял активное участие в разработке первого в СССР турбореактивного двигателя с большой степенью двухконт-

турности Д-36. Эта трудная для самолетостроителей задача была решена методом оптимизации основных параметров двигателя - топливной экономичности, веса, производственной и эксплуатационной технологичности, надежности и ресурса. В настоящее время "на крыле" находятся более 1000 двигателей Д-36 различных модификаций, которые успешно эксплуатируются на пассажирских и транспортных самолетах Як-42, Ан-72, Ан-74, Ан-74ТК-300 как в Украине, так и во многих странах мира, а их суммарная наработка составляет более 8 миллионов часов.

В начале 70-х годов минувшего века Федор Михайлович выдвинул идею создания вертолетного газотурбинного Д-136 на базе двухкаскадного газогенератора двигателя Д-36. Эта идея была воплощена в жизнь. В 1979 году создан самый мощный и экономичный в мире двигатель для вертолета Ми-26.

В это же время при непосредственном участии Федора Михайловича Муравченко проводился комплекс проектных и экспериментально-исследовательских работ, направленных на создание турбореактивных двигателей АИ-25, АИ-25ТЛ, Д-18Т, ДВ-2, которые эксплуатируются на самолетах Як-40, Л-39, Ан-124 "Руслан", Ан-225 "Мрия", Л-59, а также усовершенствовались и создавались модификации турбовинтовых двигателей АИ-20 и АИ-24 для самолетов Ан-8, Ан-10, Ан-12, Ан-24, Ан-26, Ан-30, Бе-12, Ил-18 и т.д. Непрерывно велась разработка вспомогательных газотурбинных двигателей АИ-8, АИ-9 и АИ-9В для запуска маршевых двигателей на самолетах и вертолетах.

В 1983 году Муравченко назначается главным конструктором, первым заместителем руководителя ЗМКБ "Прогресс". И снова с огромной энергией и целеустремленностью Федор Михайлович берется за выполнение поставленных задач. В этот период создаются модификации двигателя АИ-20 для самолета Ан-32, турбореактивный двигатель Д-436К для самолета специального назначения Ан-71, первый в мире турбовинтовентиляторный двигатель Д-27 для военно-транспортного самолета короткого взлета и посадки Ан-70.

За трудовую деятельность в области авиационной техники в 1984 году создатели крупнейшего в мире вертолета Ми-26, в числе которых Федор Муравченко, получили Государственную премию СССР.

В 1989 году Федор Михайлович Муравченко назначается генеральным конструктором ЗМКБ "Прогресс".

Это было время конца эпохи могущества военно-промышленного комплекса. Вместо прежней стабильности финансирования и гарантии заказов генеральный конструктор получил разорванные нити связей десятилетиями складывавшихся научных, производственных и хозяйственных коопераций, почти полное прекращение государственных заказов и, следовательно, неизбежное сокращение работ.

Едва ли не самой главной заботой нового руководителя предприятия, при прежней занятости техническими задачами, теперь становится жизнеобеспечение предприятия в буквальном смысле слова. Вот здесь и сказываются приобретенная большим опытом широта конструкторского кругозора, хорошее знание потребностей народного хозяйства и умение вписываться в новые условия жизни. Все эти качества так необходимы руководителю для того, чтобы самостоятельно находить и завоевывать новые рынки продукции и услуг.

И он с этой труднейшей задачей справился. Когда нельзя отступить в сторону, нужно брать ответственность на себя. Эта позиция помогла ему выстоять в непростой борьбе против попыток "реструктуризации", а по сути - уничтожения предприятия, она помогает ему и сегодня отстаивать независимость политики и перспективу дальнейшего развития предприятия.

В этот самый сложный период, несмотря на трудности, Федор Михайлович ведет активную борьбу за создание новой техники. Уже в апреле 1990 года проводится первый запуск уникального двигателя Д-27, а в декабре 1994 года - первый полет Ан-70.

За трудовую деятельность в области науки и техники и за большой вклад в создание двигателя Д-18Т для самолета Ан-124 "Руслан" в 1994 году Федор Михайлович Муравченко награжден Государственной премией Украины.

Сегодня пред его руководством и при непосредственном участии продолжают создаваться новые двигатели: семейство турбореактив-

ных двигателей Д-436 для самолетов Ту-334, Бе-200, Ан-148 и модифицированных Як-42Д-100, Ту-134М; турбовинтовой двигатель ТВ3-117ВМА-СБМ1 для регионального самолета Ан-140, турбореактивный двигатель АИ-22 для самолета Ту-324, семейство турбореактивных двигателей АИ-222 для учебных и боевых самолетов типа Як-130, турбовальный двигатель АИ-450 для легких вертолетов Ка-226, Ка-228, Ми-2А, "Ансат" и др., турбовинтовой двигатель АИ-450 ТП для легких самолетов типа Бе-103, Як-152, беспилотных летательных аппаратов.

Огромное внимание генеральный конструктор уделяет развитию наземного направления применения авиационных двигателей. В настоящее время ведутся работы по 17 темам создания газотурбинных приводов для нужд промышленности и транспорта в диапазоне мощностей от 0,5 до 25 МВт. Приоритетные направления - это газотурбинные приводы для передвижных электростанций, когенерационных установок АИ-2500, для блочно-модульных электростанций АИ-336Э, для электрогенераторов МСТ-198; газотурбинные приводы для газоперекачивающих агрегатов компрессорных станций и газлифтных установок семейства Д-336, АИ-336; специальное оборудование: генератор инертных газов АИ-19 ГИГ, дожимной газовый компрессор АИ-45, холодильные установки ТМ-50, ТМ-210. И этот перечень работ можно продолжать и продолжать.

Пройдя путь от студента ХАИ до генерального конструктора, Федор Муравченко лично участвовал в создании 33 типов и модификаций маршевых и вспомогательных ГТД, в создании 17 типов и модификаций приводов наземного применения. Федор Михайлович - соавтор национальной программы "Развитие авиационной промышленности Украины", автор более 110 научных работ и 27 авторских свидетельств и патентов.

Сегодня предприятие "Ивченко-Прогресс" возглавляет генеральный конструктор, член-корреспондент Национальной академии наук Украины, доктор технических наук, профессор, академик Инженерной академии Украины, действительный член Международной инженерной академии, член-корреспондент Академии технологических наук Российской Федерации, Герой Украины, лауреат Государственных премий СССР и Украины, кавалер многих орденов и медалей Федор Михайлович Муравченко.



У самолета Ту-334 с генеральным конструктором И. Шевчуком



С Чрезвычайным и Полномочным Послом РФ в Украине В. Черномырдиным и городским головой В. Карташовым



Приезд президента Украины Л. Кучмы



У самолета Ан-70 с генеральным конструктором П. Балабуевым

ВИБРАЦИЮ ПОД НАДЕЖНЫЙ КОНТРОЛЬ

ЗАО "Вибро-прибор" является разработчиком и изготовителем штатной аппаратуры контроля и мониторинга вибрационного состояния газотурбинных двигателей и энергетических установок, эксплуатируемых в РАО "ГАЗПРОМ" и РАО "ЕЭС России", вибрационных диагностических комплексов для двигателестроительных и авиаремонтных предприятий.

ЗАО "Вибро-прибор" образовалось в 1997 году как дочернее предприятие АО "Опытный завод "Прибор" (Санкт-Петербург), которое являлось головным разработчиком аппаратуры контроля вибрации авиационных двигателей.

ЗАО "Вибро-прибор" продолжает разработку и производство аппаратуры, используя при этом новейшую элементную базу, материалы и технологии, руководствуясь требованиями и стандартами, применяемыми в авиационной промышленности.

Используемые предприятием достижения отечественной и зарубежной промышленности в области изоляционных, конструктивных и пьезоэлектрических материалов обеспечивают высокие метрологические и эксплуатационные характеристики изготавливаемой аппаратуры.

В аппаратуре контроля вибрации источником сигнала являются пьезоэлектрические вибропреобразователи (датчики вибрации) типа МВ, изготавливаемые по технологии и на оборудовании фирмы Endevco, США. Базовая модель датчика МВ-04 в настоящее время используется в составе штатной аппаратуры контроля и измерения вибрации авиационных двигателей и установлена на всех отечественных типах гражданских и некоторых типах военных самолётов и вертолётов.

Последняя разработка ЗАО "Вибро-прибор" - аппаратура контроля роторных вибраций ИВ-Д-СФ-3М. Аппаратура предназначена для непрерывного контроля силовых агрегатов при разработке, опытно и серийном производстве, а также в процессе их эксплуатации, путём исследования их вибрационного состояния с целью сбора диагностической информации, необходимой для выявления дефектов силовых агрегатов на ранней стадии их возникновения.

Аппаратура ИВ-Д-СФ-3М является аппаратно-программным комплексом (АПК), который имеет высокие, на уровне мировых стандартов, технические характеристики, способные удовлетворить требовательных заказчиков. Она может работать как в автономном режиме, так и в комплексе с ПЭВМ, используя специализированное программное обеспечение (ПО). Это позволяет за-

менить находящуюся в эксплуатации на авиационно-технических базах и авиаремонтных предприятиях аппаратуру WM-3X производства фирмы Vibro-meter, Швейцария.

Применение аппаратуры ИВ-Д-СФ-3М позволяет:

- подключаться к широкополосным выходам усилителей зарядов всех типов штатной аппаратуры контроля вибрации ИВ-Д-ПФ;
- одновременно измерять и отображать на встроенном табло текущую вибрацию девяти любых составляющих вибрационного спектра силового агрегата;
- измерять и отображать на встроенном табло текущую частоту вращения роторов агрегата;
- настраиваться на любую гармоническую составляющую вибрационного спектра с точностью 0,1 %;
- осуществлять самоконтроль исправности электронного блока.

Программное обеспечение аппаратуры ИВ-Д-СФ-3М позволяет работать АПК в режимах "Вибромониторинг" или "Вибродиагностика".

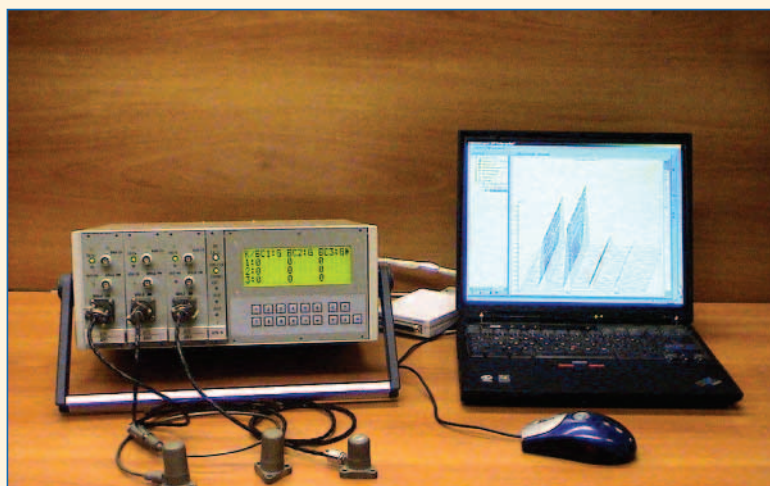
ПО "Вибромониторинг" позволяет:

- непрерывно отображать уровни вибрации в виде графиков и таблиц на экране монитора ПЭВМ;
- регистрировать текущие уровни вибрации в базе данных;
- переносить в интерактивном или автоматическом режиме интервалы данных в архив длительного хранения;
- просматривать и печатать текущую и архивную информацию с использованием развитых средств просмотра и гибких настроек внешнего вида;
- выполнять ручное и автоматическое (по настраиваемому расписанию) администрирование базы данных и архива.

ПО "Вибродиагностика" дополнительно позволяет:

- осуществлять по желанию оператора одновременный спектральный анализ трех каналов измерения вибрации с выходов усилителей зарядов;
- осуществлять необходимую фильтрацию, выделение тренда, статистическую и спектральную обработку;
- экспортировать текущие виброграммы в различных форматах для обработки в пакетах математической обработки или текстовых редакторах.

Программное обеспечение функционирует в операционной среде Windows 2000 или старше в интерактивном или автономном режиме семь дней в неделю, 24 часа в сутки в условиях реальной эксплуатации. **■**



СОСТАВ АППАРАТУРЫ:

- | | |
|------------------------------|-------|
| 1. Блок электронный БЭ-40-4М | 1 шт. |
| 2. Датчик вибрации типа МВ * | 3 шт. |
| 3. Жгут "RS" * | 1 шт. |
| 4. Жгут "ДИАГНОСТИКА"* | 1 шт. |
| 5. Плата адаптер Е-440 * | 1 шт. |
| 6. ПО "Вибромониторинг"* | |
| 7. ПО "Вибродиагностика"* | |
| 8. ПЭВМ типа IBM PC* | 1 шт. |

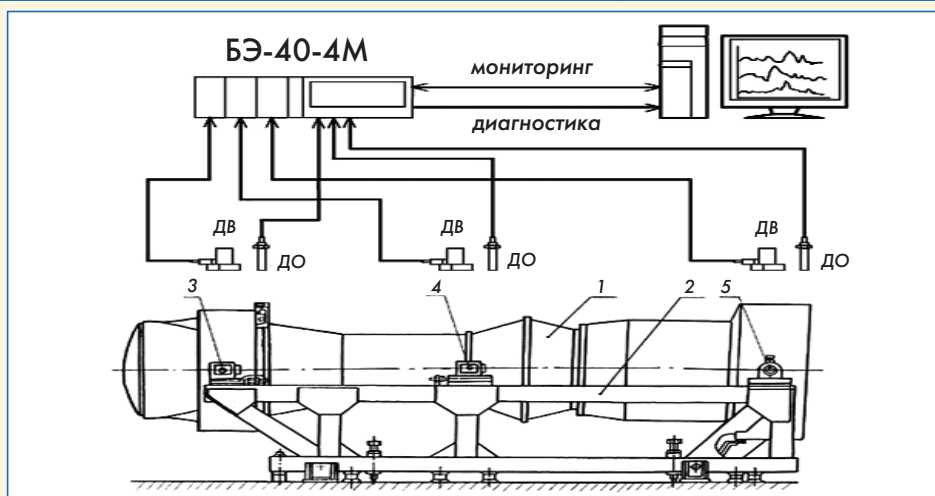
* - по отдельному заказу.

ХАРАКТЕРИСТИКИ АППАРАТУРЫ КОНТРОЛЯ РОТОРНЫХ ВИБРАЦИЙ ИВ-Д-СФ-ЗМ

1.	Количество входов подключения датчиков вибрации	3 шт.
2.	Коэффициент передачи датчиков вибрации	1...25 пКл·с ² /м
3.	Количество входов подключения датчиков частоты вращения	3 шт.
4.	Диапазоны измерения виброускорения (среднее квадратическое и/или амплитудное значение)	(0,1...2,0) g (1,0...20,0) g (10,0...200,0) g
5.	Диапазоны измерения виброскорости (среднее квадратическое и/или амплитудное значение)	(1,0...10,0) мм/с (10,0...100,0) мм/с (100,0...1000,0) мм/с
6.	Диапазоны измерения виброперемещения (среднее квадратическое и/или амплитудное значение)	(0,01...0,1) мм (0,1...1,0) мм (1,0...10,0) мм
7.	Время усреднения	0,3; 1; 3 с
8.	Динамический диапазон	65 дБ
9.	Фильтрация с помощью перестраиваемых узкополосных фильтров с относительной шириной полосы пропускания на уровне - 3 дБ	3 %; 6 %; 12 %
10.	Частотный диапазон перестройки узкополосных фильтров	5...15 000 Гц
11.	Выходные сигналы, пропорциональные уровню измеряемой вибрации: · напряжение постоянного тока, на сопротивление нагрузки не менее 10 кОм · постоянный ток, на сопротивление нагрузки не более 2 кОм	0...5 В 0...5 мА
12.	Диапазон входного напряжения сигналов от датчиков частоты вращения	0,2...20 В
13.	Диапазон установки коэффициента преобразования частоты входного сигнала от датчиков частоты вращения	0,01...99,99
14.	Выходные сигналы, пропорциональные уровню измеряемой частоты вращения: · напряжение постоянного тока, на сопротивление нагрузки не менее 10 кОм	0...10 В
15.	Основная погрешность измерения: · от верхнего предела в диапазоне измерения вибрации до 50 % поддиапазона · от измеряемого значения в диапазоне измерения вибрации от 50 до 100 % поддиапазона · погрешность измерения текущей частоты вращения агрегата	8 % 8 % 1 Гц
16.	В режиме спектрального анализа обеспечивается: · частотный диапазон входного сигнала · максимальное количество линий · расчёт спектров любых типов	5...20 000 Гц 2 ¹⁶
17.	Время готовности	не более 1 минуты
18.	Питание аппаратуры: · напряжение переменного тока частотой 50 Гц · потребляемая мощность не более	187...242 В 70 Вт
19.	Условия эксплуатации: · температура окружающей среды · относительная влажность · воздействие синусоидальной вибрации в диапазоне частот (10...500) Гц	- 40...+ 50 °С 98 % при 35 °С не более 5 g
20.	Габаритные размеры электронного блока	347 x 376 x 132 мм
21.	Масса электронного блока	не более 7 кг

Условные обозначения:

- 1 - силовой агрегат;
- 2 - подмоторная рама;
- 3 - передняя опора;
- 4 - средняя опора;
- 5 - задняя опора;
- ДВ - датчик вибрации;
- ДО - датчик оборотов.



ЗАО "ВИБРО-ПРИБОР" 196084, Санкт-Петербург, а/я 218, Варшавская ул., д. 5А.
Тел.: (812) 389-57-93, 389-69-90, 389-00-90, факс: (812) 327-74-02.
Internet: www.vpribor.spb.ru E-mail: vpribor@ctinet.ru E-mail: vpribor.dat@ctinet.ru



НОВЫЕ ЭЛЕКТРОЭРОЗИОННЫЕ СТАНКИ ROBOFORM 350 И ROBOFORM 550 ФИРМЫ CHARMILLES (ШВЕЙЦАРИЯ)

Владимир Полуянов, к.т.н.

Алексей Смирнов, к.ф.-м.н.

Игорь Костычев, к.т.н.

Учитывая потребности изготовителей штампов, литейных и пресс-форм, а также необходимость обработки во все больших масштабах сложных деталей из труднообрабатываемых материалов изделий основного производства, фирма CHARMILLES (Швейцария) приступила в 2003 г. к производству новых электроэрозионных координатно-прошивочных станков моделей ROBOFORM 350 и ROBOFORM 550. Они разработаны с учетом накопленного опыта применения станков ROBOFORM в инструментальном и основном производствах, а также прогресса в области систем управления, программного обеспечения, электропривода, средств связи и т.п.

Внедрение новых станков ROBOFORM в производство позволит обеспечить его гибкость и динамичность, эффективность и надежность.

В качестве базовых моделей использованы станки ROBOFORM 35P и ROBOFORM 55P. Опыт их эксплуатации подтвердил правильность выбранных решений в части механических узлов (полное соответствие требованиям жесткости конструкций, их точности в течение всего срока эксплуатации станков), приводов, систем ЧПУ, возможностей создания на их базе гибких производственных модулей с использованием робототехнических устройств смены электродов-инструментов и деталей.

Основное внимание при создании новых станков ROBOFORM уделялось дальнейшему расширению их технологических

возможностей, уменьшению затрат времени на подготовку станков к работе (установка обрабатываемой детали и инструмента, программирование и т.д.), совершенствованию систем ЧПУ, их связи с другими системами, имеющимися у клиентов, обеспечению возможности длительной автономной работы станков.

С-образная станина оригинальной конструкции из чугуна с развитыми ребрами жесткости и неподвижный стол обеспечивают высокую жесткость станка и точность межэлектродного зазора в процессе обработки деталей, в том числе на чистовых режимах различными по размерам и форме электродами.

В соответствии с результатами проведенных исследований в новых станках увеличены скорости и ускорения периодических движений электрода при его отводе от детали и подводе к ней с целью удаления продуктов эрозии из зоны обработки полостей и отверстий. Это позволяет эффективно обрабатывать глубокие полости без прокачки жидкости и без искажения геометрии их сечений.

Более высокие скорости движений по осям при выполнении измерительных циклов позволяют существенно уменьшить время подготовки станка к работе. Наличие непосредственной связи между станком и станцией предналадки, формирующей соответствующие данные измерений, исключает необходимость ручного ввода данных и способствует дополнительной экономии времени.



Основные технические характеристики станков

Характеристика	ROBOFORM 350	ROBOFORM 550
Компоновка станка	С неподвижным столом	
Размеры станка, мм	1900x1690x2522	2750x3150x3000
Масса станка, кг	2800	4400
Максимальные перемещения по осям X, Y, Z, мм	350x250x300	600x400x450
Наличие оси С	Опция	Опция
Измерительная система	С оптическими линейками	
Максимальное разрешение по осям X, Y, Z, мм	0,0001	0,0001
Максимальное разрешение по оси С, °	0,001	0,001
Тип ванны	Опускаемая	
Размеры ванны, мм	800x550x370	1220x870x470
Уровень жидкости (мин./макс.), мм	100/325	145/440
Размеры стола, мм	500x400	750x600
Максимальная масса электрода (станок без оси С), кг	50	100
Максимальная масса электрода (станок с осью С), кг	25	25
Максимальная масса детали, кг	500	1600
Максимальные размеры детали, мм	780x500x300	1200x850x400



Пазы, обработанные по технологии RIB медным (слева) и графитовым (справа) электродами. Результаты тестов при обработке графитовым электродом: глубина паза 100 мм, материал детали - сталь, материал электрода - мелкозернистый графит. Сечение электрода 1x15 мм, конусность 1°. Обработка без прокачки. ROBOFORM 35P: 05:37:00 / Торцевой износ 2,65 мм ROBOFORM 350: 04:45:00 / Торцевой износ 0,99 мм

Концепция использования шариковых винтовых пар с термоизолированным электроприводом по линейным осям станка в сочетании с оптическими линейными датчиками позволяет обеспечить высокую точность обработки и воспроизводимость результатов.

Благодаря использованию конструкции с опускаемой ванной обеспечен свободный доступ к рабочей зоне. Предусмотрено программируемое изменение уровня жидкости в ванне в зависимости от высоты детали, что позволяет упростить решение проблем автоматизации. Конструкция с неподвижным столом исключает риск поломки направляющих станка, например, при установке тяжелых деталей.

Станок поставляется с различными патронами, предлагаемыми фирмами SYSTEM 3R, MECATOOL, EROWA или HIRSCHMANN, а также с устройствами смены электродов линейного или роторного типа и устройствами многоканальной прокачки рабочей жидкости.

Станок может комплектоваться роботом типа QCRi для смены электродов (до 90 позиций) и деталей (до четырех палет).

УЧПУ нового поколения

Основными отличительными особенностями станков ROBOFORM 350 и 550 по сравнению со станками ROBOFORM 35P и 55P являются их системы ЧПУ нового поколения MILLENIUM CNC с новыми функциями и новым интерфейсом пользователя.

Функции динамического управления процессом (DPControl), впервые реализованные в новой системе управления, которые были разработаны с учетом практики изготовления литейных и пресс-форм, обеспечивают рационализацию их производства.

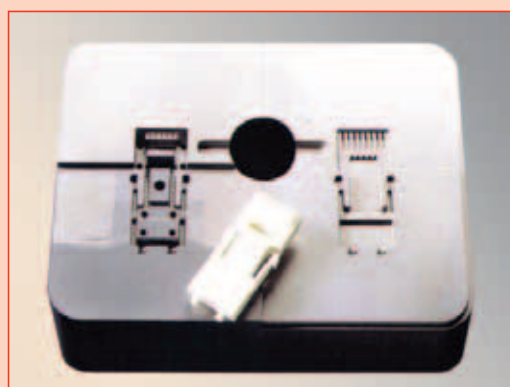
Для станков ROBOFORM 350 и 550 стандартными являются следующие функции:

- D-JOB (Direct Job) для выполнения простых работ;
- интерактивная графическая помощь;
- автоматические измерительные циклы измерения электрода-инструмента и детали;
- импорт данных измерений со станции предналадки;
- 3D-циклы обработки;
- специализированные технологии для конкретных применений;
- помощь в определении занижений размеров и количества электродов;

- помощь в составлении последовательности обработки в соответствии с выбранными приоритетами;
- имитационное графическое моделирование обработки;
- отчет по каждой выполненной работе;
- диспетчер выполняемых работ в порядке их приоритетов;
- прерывание обработки плановой детали при необходимости изготовления срочной детали с последующим продолжением прерванной обработки;
- контекстное меню с графическими пояснениями;
- встроенная (в электронном виде) документация по эксплуатации станка.

Станки ROBOFORM 350 и ROBOFORM 550 способны играть ключевую роль в производственном процессе изготовления штампов и пресс-форм благодаря следующим возможностям, предоставляемым соответствующими функциями динамического управления:

- осуществлению помощи на стадии проектирования электродов-инструментов (DPControl обеспечивает оптимальное занижение размеров электродов и оптимизирует их количество, необходимое для эффективной обработки);



Микрообработка. Пресс-форма на штеккер телефонного аппарата, обработанная по технологии "МИКРООБРАБОТКА". Материал детали - сталь. Материал электрода - медь. Ra 1,2 мкм, точность ±0,005 мм



Контурная обработка.
Пуансон вырубного штампа.
Материал детали - сталь.
Материал электрода - медь.
Шероховатость поверхности Ra 1,12 мкм

- определению смещений и положений полостей (измерения, необходимые для выполнения работ, осуществляются на станции предналадки, напрямую доступной оператору благодаря DPControl, и на станке с учетом получаемых от этой станции соответствующих данных измерений);

- гибкой организации работ (DPControl либо на отдельном персональном компьютере, либо на станке ROBOFORM 350 или 550 позволяет подготовить выполнение работ в соответствии с выбранными технологиями, в т.ч. специализированными, и приоритетами - производительность обработки, износ электрода, шероховатость поверхности или их комбинация - с вводом параметров обработки, в т.ч. нескольких полостей, с проверкой и имитационным моделированием);

- обработке в автоматическом (автономном) режиме без участия оператора под контролем (мониторингом) процесса обработки, включающим его оптимизацию, обеспечиваемую экспертными системами разработки фирмы CHARMILLES - PILOT-EXPERT 3, POWER CONTROL EXPERT 3 и SPAC, введенными в УЧПУ и гарантирующими достижение требуемых результатов;

- уведомлению оператора по сотовой SMS связи о состоянии станка и ходе обработки;

- предоставлению информации о выполненной работе (DPControl автоматически создает полный отчет (протокол) о выполненной работе после ее окончания; оператор имеет доступ к нему либо непосредственно на станке, либо по сети). В отчете об обработке конкретной детали приводится перечень работ, операций, технологий, время обработки, события и т.п. Данные отчета необхо-



Обработка твердых сплавов по технологии К-НМ.
Пресс-форма из твердого сплава, электрод - композитный материал "медь-вольфрам".
Шероховатость поверхности Ra 0,12 мкм, точность ± 0,005 мм.

димы для контроля проведенных работ, архивации данных, накопления опыта, а также для расчета стоимости продукции.

Экспертная система **PILOT-EXPERT 3** гарантирует наилучшие показатели обработки в соответствии с текущими условиями (глубина внедрения, площадь обработки и т. п.) без участия оператора. Она обеспечивает совершенную воспроизводимость результатов.

Система **POWER CONTROL EXPERT 3** контролирует каждый разряд для обеспечения однородности обработанной поверхности. Кроме того, она позволяет определить в реальном времени необходимый ток в зависимости от величины площади обработки (последняя увеличивается с внедрением электрода-инструмента в деталь).

Система **SPAC** (патент фирмы CHARMILLES) позволяет мгновенно ликвидировать случайные короткие замыкания, используя специальный разряд длительностью доли секунд. Процесс обработки, не прерываемый из-за коротких замыканий, продолжается на полной скорости, что способствует повышению производительности обработки (см. также "Двигатель" № 3 -2003, стр. 20-21).

Интерфейс с функциями DPControl предлагает четкий выбор параметров для каждого применения и создает оптимальные последовательности операций на основе выбранных приоритетов, введенных данных о требуемой шероховатости, глубине обработки и типе применяемого орбитального движения.

На основе типовых технологий обработки, с учетом количества электродов и деталей DPControl автоматически определяет последовательность выполняемых операций обработки. После утверждения определенных последовательностей генерируется программа обработки в коде ISO, которая затем используется в станке после ее визуальной проверки с использованием графического имитационного моделирования.

DPControl позволяет оператору в процессе работы станка оценивать изменение эффективности обработки и ее режимов, иметь информацию о ходе выполнения текущей и прошедших операций.

Благодаря системе DPControl впервые появилась возможность прерывания процесса обработки одной детали при необходимости выполнения срочной внеплановой обработки другой детали с последующим продолжением прерванной обработки.

В УЧПУ новых станков "встроены" различные специализированные технологии, в том числе

- технология обработки узких и глубоких пазов (RIB);
- технология обработки поверхностей (SURFACE);
- обработка мелких деталей рисунка ("МИКРООБРАБОТКА");
- контурная обработка;
- технология обработки твердых сплавов (К-НМ).

По сравнению со станками ROBOFORM 35P у новых станков повышена эффективность обработки деталей с использованием перечисленных технологий. При этом обеспечивается уменьшение времени обработки деталей и снижение износа электродов-инструментов.

В качестве примера эффективности станка модели ROBOFORM 350 ниже приведены данные по затратам времени на подготовку к обработке и на обработку конкретной детали на этом станке по сравнению со станком ROBOFORM 35P.

Подготовительное время (предналадка + программирование):

- на станке ROBOFORM 35P - 1 час 20 мин.
- на станке ROBOFORM 350 - 27 мин.

Машинное время:

- на станке ROBOFORM 35P - 1 час 23 мин.
- на станке ROBOFORM 350 - 47 мин.

Общее время обработки:

- на станке ROBOFORM 35P - 2 часа 43 мин.
- на станке ROBOFORM 350 - 1 час 14 мин.



По всем вопросам, связанным с технологическими возможностями электроэрозионных станков ROBOFORM и ROBOFIL, а также фрезерных станков для высокоскоростной обработки и их приобретением, можно обратиться к эксклюзивному дистрибьютеру станков ООО CHARMILLES & MIKRON DIFFUSION.

Тел.: (095) 219-9604, 218-9246.

Факс: (095) 232-3625, E-mail: lazer@orc.ru

КОНКУРС ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО МАСТЕРСТВА

Ни для кого не является секретом, что в перестроечные и постперестроечные годы престиж рабочих профессий упал. В несколько раз снизилась численность персонала некогда крупных предприятий. В первую очередь уходили те, кто достиг вершин мастерства, им было проще найти приложение своим знаниям и умениям. Сегодня, когда многие предприятия, преодолев кризис, понемногу стали увеличивать объемы производства, выяснилось, что не хватает настоящих профессионалов. И если конструкторов, технологов и инженеров достаточно, то рабочих, непосредственно создающих конечный продукт, катастрофически не хватает. А их труд бесценен, особенно в авиационной промышленности, и прежде всего потому, что от его качества зависят жизни экипажей и пассажиров.

Статьи о проблемах с подготовкой рабочих кадров неоднократно публиковались в журнале "Двигатель". Конечно, на разных предприятиях эти проблемы решаются различными способами. Например, на ММПП "Салют" профориентация будущих специалистов закладывается еще в школьные годы. Представители завода на встречах с ребятами рассказывают о заводе, проводят экскурсии по цехам. В дальнейшем многие выпускники школ поступают в заводское профессионально-техническое училище и базовый авиационный моторостроительный колледж, а затем направляются на работу в цеха завода. На предприятии созданы все условия для повышения профессионального мастерства. Есть возможность и его демонстрации на регулярно проводимых соревнованиях.

Учитывая опыт, накопленный ФГУП "ММПП "Салют", центральный комитет российского профсоюза трудящихся авиационной промышленности обратился к руководству завода с предложением о проведении отраслевого конкурса профессионального мастерства, посвященного 70-летию со дня образования профсоюза. Инициатива проведения конкурса была поддержана Российским авиационно-кос-



Конкурсная комиссия

мическим агентством. Планировалось провести соревнования по трем специальностям: токарь, фрезеровщик, слесарь механосборочных работ. Возраст участников был ограничен 35-ю годами.

Пока в Москву прибывали участники от многих предприятий авиационной отрасли России, на заводе "Салют" полным ходом шла подготовка к конкурсу: составлялись вопросы к теоретической части соревнования, изготовлялись чертежи и заготовки деталей, отработывался алгоритм подсчета очков и определения победителей.

Накануне конкурса его участники и гости были ознакомлены с цехами, производством, новым оборудованием, современными технологическими процессами, с 90-летней историей ММПП "Салют" в Музее трудовой славы предприятия. На собрании участники конкурса были ознакомлены с условиями проведения конкурса, рабочими местами.

Конкурс состоялся 14 февраля 2004 г. на базе цехов № 39 и 41. В нем приняли участие 55 человек из 26 городов России, среди которых Комсомольск-на-Амуре, Уфа, Иркутск, Казань, Екатеринбург и др. После торжественной части, на которой к участникам обратились председатель профсоюза Н.К. Соловьев и генеральный директор ММПП "Салют" Ю.С. Елисеев, была проведена теоретическая часть конкурса, а затем началась его практическая часть.

Уровень теоретических знаний, точность и быстрота выполнения практического задания оценивались конкурсной комиссией. Экзаменационный билет состоял из 15 вопросов, за каждый правильный ответ начислялось три балла. При выполнении практического задания можно было пользоваться собственным инструментом. Работа начиналась по общему сигналу. Члены конкурсной комиссии следили за соблюдением мер безопасности (кстати, нарушений зафиксировано не было). Время, отведенное на работу, пролетело быстро (а для участников, видимо, еще быстрее, так как

не все уложились в основное время и прихватили дополнительное вместе со штрафными очками). Но вот все позади, комиссия оценивает ответы на вопросы, проводит замеры сданных деталей, подсчитывает набранные баллы. Участники в это время прямо в цехе смотрят концерт, организованный для них заводским ДК "Чайка".

Подведение итогов конкурса и награждение победителей состоялось в очень теплой и дружеской обстановке.

Победителями конкурса в номинации "токарь" стали:

Андрей Николаевич Лабутин (ОАО ПКО "Теплообменник", Нижний Новгород) - 1 место;

Алексей Анатольевич Чикуров (ОАО "Сарапульский электрогенераторный завод") - 2 место;

Денис Валерьевич Федотов (ОАО "БКМПО", г. Белая Калита) - 3 место.

Победителями конкурса в номинации "фрезеровщик" стали:

Владимир Николаевич Тимофеев (ОАО "УМПО", Уфа) - 1 место;

Андрей Валентинович Орехов (КНААПО им. Ю.А. Гагарина, Комсомольск-на-Амуре) - 2 место;

Роман Игоревич Симонов (Арзамаский приборостроительный завод) - 3 место.

Победителями конкурса в номинации "слесарь" стали:

Алексей Леонидович Егоров (ФГУП "ММПП "Салют", Москва) - 1 место;

Сергей Викторович Макеев (Долгопрудненское научно-производственное предприятие) - 2 место;

Александр Иванович Костин (Арзамаский приборостроительный завод) - 3 место.

Победители конкурса награждены дипломами Росавиакосмоса и ЦК профсоюза и денежными премиями.

Оценивая итоги проведенного конкурса можно сказать, что на пути повышения престижности рабочих профессий и повышения профессионального мастерства рабочих сделан очередной шаг.

Соб. инф.





ЦЕЛЬ ЖИЗНИ - СТРОИТЬ МОТОРЫ

Страницы жизни конструктора А.Д. Швецова

Лев Берне

Аркадий Дмитриевич Швецов родился 25 января 1892 г. в поселке Нижне-Сергинского завода Екатеринбургской губернии. У него было четыре брата и три сестры. Отец, Дмитрий Степанович, много лет учительствовал в Пермской губернии. В какие места не забрасывала судьба Швецовых - это всегда был Урал, а значит вековые леса, светлые ручейки, хмурые скалы. В 1900 г. по причине болезни отца семья переехала в Пермь, здесь Дмитрий Степанович стал работать в управлении железной дороги. Если от деда Аркадий Дмитриевич унаследовал пылливый, изобретательный природный ум, мастеровитость, то от отца - немногословный, сдержанный характер.

Дмитрий Степанович поощрял разные увлечения детей. Он никогда не мешал им в проведении разнообразных опытов, даже когда у них что-то взрывалось или загоралось. При всей его строгости дети никогда не слышали, чтобы он повысил голос. Кочуя по Уралу в поисках лучшей жизни, Дмитрий Степанович не терял на своем нелегком пути веру в будущее, не отказался от давних привязанностей. Благодаря ему в семье утвердился культ книги, любовь к прекрасному.

Возвышенная натура Дмитрия Степановича отлично дополнялась добрым нравом жены. Евдокия Моисеевна, поглощенная заботами о детях, старалась пробудить в них интерес ко всему окружающему, зорко следила за развитием детей, не давая погаснуть искоркам способностей. Дмитрий Степанович лишь довершал ее труды, щедро употребляя свое умение поднимать простые вещи до уровня высоких материй. Мама и бабушка, посвятившие свою жизнь детям и внукам, были душой семьи. Поэтому неудивительно, что дети получили хорошее "домашнее" образование. Семья Швецовых была очень дружна. Родители поощряли занятия детей чтением, рисованием, пением. У всех был хороший слух.

Летом 1901 г. Аркадий был зачислен в подготовительный класс Пермского реального училища. Способности мальчика восхитили учителей: он основательно разбирался в началах математики и физики, неплохо владел французским языком, весьма уверенно чувствовал себя в рисовании и черчении.

По воспоминаниям его сестры Веры Дмитриевны, "Аркадий также преуспевал в музыке. В зимние каникулы он обычно превращался в режиссера наших домашних спектаклей. Это были детские оперы, или сценки популярного тогда писателя Горбунова, или даже сценки из опер, например, сцена дуэли из Евгения Онегина. Аркадий был не только режиссером, но и аккомпаниатором. Участниками спектакля были братья и сестры, а зрителями - родители и родственники".

В 1909 г. Аркадий Дмитриевич окончил Пермское Алексеевское реальное училище. В годы учебы в училище оценки ученика Швецова по алгебре, французскому, тригонометрии - неизменно "отлично". Именно тогда Аркадий Швецов отдал свое сердце тех-

ническим дисциплинам. И это неудивительно, ведь именно в те годы в России происходила научно-техническая революция, изменившая лицо страны и провинциальной Перми.

После окончания училища Аркадий Дмитриевич уехал в Москву, где 1 сентября 1910 г. стал студентом механического отделения императорского Московского технического училища (позднее - МВТУ им. Баумана). Взрослый самостоятельный человек смотрит на нас с фотографии студенческого билета. Выющиеся русые волосы, пухлые губы, чуть крупноватый нос. Портрет завершает форменная тужурка, белоснежный воротничок и поворот головы, полный внутреннего достоинства.

После смерти отца в 1912 г. семья Швецовых переехала в Москву. Старшие дети учились, а в свободное время подрабатывали. Жили все вместе. По вечерам собирались студенты - были песни, шутки.

Сестре Вере Дмитриевне запомнился один эпизод из жизни старшего брата. Однажды вечером пришел Аркадий домой и говорит: "Какую я сегодня красавицу видел, глаз не оторвать!" Братья стали допытываться, что за красавица его покорила. Оказалось, что Аркадий пришел в восторг от английской машины, выставленной на витрине инструментального магазина на Мясницкой улице. Эту влюбленность в красивые машины он пронес через всю свою жизнь. Они занимали в его жизни главное место, а музыка и еще позднее живопись - его увлечения - позволяли отвлечься, отдохнуть, заряжали новой энергией.

В годы Первой мировой войны Швецову пришлось на время расстаться с училищем. Студенческая жизнь растянулась на 12 лет, так как Аркадий Дмитриевич одновременно с учебой работал токарем на заводе "Динамо", производителем работ комитета государственных сооружений города Москвы и техником показательной станции наркомздрава. Работая на заводе "Динамо" (в 1913 г.), Аркадий Дмитриевич полюбил скромную, работающую девушку Нину. Евдокия Моисеевна благословила сына, и молодые поженились. В 1914 г. у Аркадия и Нины родился сын. Его назвали Володей. Москва подарила Аркадию Дмитриевичу большое и долгое личное счастье.

За 12 лет многое изменилось в жизни страны, изменился и сам Швецов. Если в начале жизни в Москве Аркадий засматривался на автомобили, то после лекций Н.Е. Жуковского и известного русского моторостроителя Николая Романовича Брилинга не влюбиться в авиацию и в летательные аппараты было просто невозможно.

Только в 1921 г. Швецов получил диплом инженера по двигателям внутреннего сгорания. В мае 1922 г. Аркадий Дмитриевич приступил к работе по специальности - заведующим техническим бюро, главным инженером госавиазавода № 4 "Мотор", эвакуированного летом 1915 г. из Риги в Москву, а после его слияния с заводом "Икар" и образования завода имени М.В. Фрунзе - главным инженером и главным конструктором.

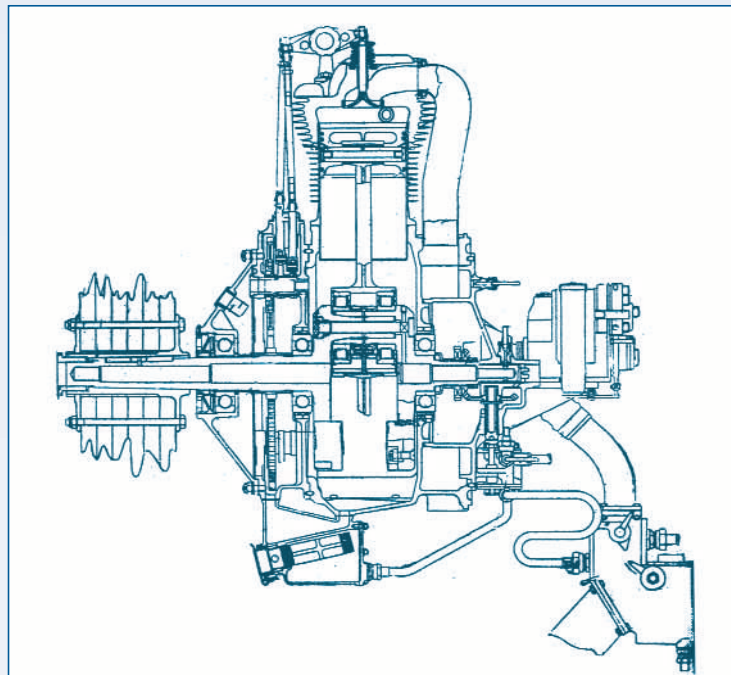
Рождение конструктора

В тридцать лет А.Д. Швецов принял за осуществление своего давнего замысла. В 1923 г. он спроектировал авиационный двигатель с водяным охлаждением. Русский авиационный мотор (РАМ) - так назвал конструктор свой проект, подчеркнув его отечественное происхождение. По принятой тогда классификации он получил наименование М-8. Это был 12-цилиндровый V-образный мотор мощностью 750 л.с. с относительно большими размерами цилиндра (диаметр 165 мм и ход поршня 200 мм) и высокой по тем временам степенью сжатия - 6. По конструкции он был вполне современным, с двумя блоками цилиндров. Однако в серию не пошел, так как при испытании обнаружился ряд дефектов, главным из которых был прогар поршней вследствие детонации. Дело в том, что в процессе отладки применяли обычный в те годы низкооктановый авиабензин, непригодный для мотора с высокой степенью сжатия. Опыт доводки таких мощных моторов в то время отсутствовал.

Уже работая над М-8, Швецов задумал создать более совершенный мотор с воздушным охлаждением, справедливо полагая, что именно таким двигателям принадлежит будущее. При участии металлурга Н.В. Окромешко он разработал М-11 - первый спроектированный в СССР серийный мотор, изготовленный из отечественных материалов и доведенный до серии. Благодаря небольшой степени сжатия, невысокой частоте вращения вала и удачно выбранной конструкции мотор оказался чрезвычайно надежным и удобным в эксплуатации. Он был разработан в 1925 г. с учетом требований, сформулированных в техническом задании на создание мотора для учебных самолетов, который предназначался для замены ротативного двигателя М-2, порядком устаревшего, довольно сложного в производстве и не очень надежного. Поскольку М-11 был сконструирован по очень простой схеме, он был проще и дешевле в производстве, чем М-2, имел большие запасы мощности. Впоследствии эти качества обеспечили возможность его значительного форсирования. В последней модификации М-11ФР (производства 1946-1952 гг.) максимальная мощность была увеличена до 160 л.с. По своим характеристикам М-11 не уступал лучшим зарубежным моторам-современникам, относящимся к этому же классу.

Конструкция мотора М-11 отличалась оригинальностью. В частности, привод к клапанам осуществлялся не от центральной кулачковой шайбы, как у большинства звездообразных моторов, а от отдельных для каждого цилиндра кулачковых валиков. Такое техническое решение было сделано для облегчения производства, и хотя на первый взгляд казалось "упрощенчеством", в последующие годы сохранилось до конца выпуска этого мотора - "долгожителя" (он был в производстве до 1953 г., а в эксплуатации - до 1959 г.). Недостатком первых М-11 являлось применение роликовых подшипников для главных шатунов, поскольку значительная масса таких подшипников увеличивала инерционные нагрузки на них. Кроме того, и смазка такого подшипника не совсем надежна: под действием центробежных сил масло не удерживается на деталях, и подшипник, как говорят, "осушается". В конечном счете это приводило к уменьшению ресурса, который для первых моторов составлял всего 50 часов.

В 1925-26 гг. двигатель прошел госиспытания, а в 1927 г. на заводе "Мотор" началось его серийное производство. В дальнейшем мотор подвергся значительному усовершенствованию: переделаны шатуны, применены подшипники скольже-



Продольный разрез мотора М-11

ния взамен роликовых, доведена цилиндро-поршневая группа, проведены существенные технологические улучшения. В результате ресурс мотора увеличился до 200 ч в 1932 г. и до 400 ч к 1936 г. За создание М-11 Аркадия Дмитриевича наградили золотыми часами с гравировкой: "Первому конструктору первого советского авиамотора тов. Швецову". Это была первая награда Швецова и, кажется, вообще первая награда за создание отечественного авиадвигателя.

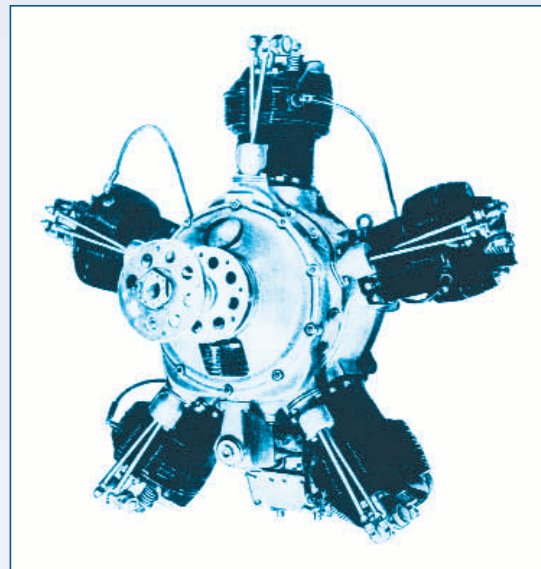
Следует отметить, что в конце двадцатых годов авиапромышленность в нашей стране развивалась уже довольно успешно, но преимущественно в области военной авиации. Вместе с тем наблюдалось заметное отставание в легкомоторной и гражданской авиации. Особенно заметным было наше отставание в области производства моторов малой и средней мощности. Гражданские самолеты приходилось оснащать моторами, выпускаемыми для военных самолетов, а они далеко не всегда соответствовали требованиям гражданской авиации. В связи с этим создание М-11 оказалось поистине бесценным результатом. В дальнейшем этим мотором оснащались десятки типов опытных самолетов и немало серийных. А началось все в ясное летнее утро 1926 г., когда на линии ангара Центрального аэродрома Москвы (знаменитой Ходынки) выкатили новый самолет У-2, и летчик Михаил Михайлович Громов стал готовиться к первому полету.

Технические данные звездообразных моторов, разработанных в 1926-1929 гг.

Характеристика		М-11	"Лорен-Дитрих" 5РВ	"Киннер" К-5	"Сименс"
Страна		СССР	Франция	США	Германия
Год выпуска		1926	1929	1928	1928
Число цилиндров		5	5	5	7
Диаметр цилиндра, мм		125	125	108	105
Ход поршня, мм		140	140	133,3	120
Рабочий объем, л		8,60	8,60	6,10	7,27
Степень сжатия		5,0	5,0	5,0	5,5
Масса мотора, кг		165	159	127	140
Максимальный режим	Мощность, л.с.	110	110	105	115
	Частота вращения, об/мин	1650	1650	1900	1750
Номинальный режим	Мощность, л.с.	100	110	100	95
	Частота вращения, об/мин	1600	1650	1810	1500
Номинальные удельные параметры	Литровая мощность, л.с./л	11,63	12,80	16,40	13,00
	Среднее эффективное давление, кгс/см ²	6,54	6,98	8,16	7,85
	Удельная масса, кг/л.с.	1,65	1,45	1,27	1,48
Габаритный диаметр, мм		1075	1148	1133	1006



Всю эту почту нужно закинуть в У-2. Пилот в отчаянии



Мотор М-11

Об этих испытаниях, проходивших в присутствии создателя самолета Николая Поликарпова и конструктора мотора Аркадия Швецова, авиаконструктор Александр Яковлев впоследствии писал: *"Поликарпов - крепкий, плотный, с открытым русским лицом, живыми глазами - явно нервничает. Он что-то поясняет летчику перед ответственным полетом, как купец похлопывает по крылу самолет и, кивая на мотор М-11, смеется: - Да ведь мотор-то какой? Разве там лошадиные, там ведь собачьи силы! - говорит он, подчеркивая этими словами малую мощность мотора. Громов забирается в кабину, запускает мотор. - Ни пуха ни пера!*

Через несколько минут У-2 в воздухе.

Испытанный в это утро Громовым самолет У-2, позднее названный по фамилии конструктора По-2, стал одним из самых массовых самолетов..."

Самолеты У-2 (По-2), АИР-6, Ут-2, Ут-4, Як-18 и другие, всего 18 типов, на несколько десятилетий стали самыми популярными и массовыми в легкомоторной авиации. На По-2 учились мастерству пилоты многих поколений летчиков - от пионеров Красного воздушного флота двадцатых годов до космонавтов 60-х годов.

В 1929 г., после увеличения ресурса мотора М-11 до 300 часов, массовое производство его было передано на Запорожский завод № 29. С 1935 г. началось производство моторов М-11 на Воронежском заводе № 16, где в период с 1935 по 1940 г. было изготовлено 20 434 мотора. Общий объем выпуска М-11 составил около 120 тысяч единиц.

Из газеты "Правда" 1936 г.: *"Много трудностей пришлось преодолеть молодому конструктору, прежде чем его детище было официально утверждено. Неудачи, иногда из-за ничтожного пустяка, казалось, зачеркивали годы. Но всегда собранные воедино воля и упорство, настойчивость и твердость побеждали минуты отчаяния и упадка".* Впервые в мировой практике в теле двигателя была применена алюминиевая головка с ребрами, которая на резьбе наворачивалась на стальную гильзу. Ни один иностранный мотор не имел подобной конструкции. И лишь после опыта Швецова это конструкторское решение было заимствовано зарубежными фирмами для моторов воздушного охлаждения.

Для увеличения надежности и срока службы мотора М-11 Аркадий Дмитриевич настойчиво улучшал конструкции отдельных деталей и узлов двигателя. Это были модификации М-11А, М-11Б, М-11В, М-11Г и другие. Швецов ввел в конструкцию ряд других новшеств, которые сделали мотор простым, надежным и долговечным.

Знания, теоретическая и практическая подготовка А.Д. Швецова были столь солидными, что его приглашают стать преподавателем Военно-воздушной академии. Швецов с 1926 по 1929 г. по совместительству ведет курс дипломного проектирования с теми, кто буквально через год-два станет во главе советской авиапромышленности.

Освоение М-11 и опыт работы на заводах и в конструкторских бюро к началу тридцатых годов выдвинули А.Д. Швецова в разряд наиболее квалифицированных конструкторов-мотористов. Он стал не только конструктором, но и приобрел значительный опыт руководства производством. В 1927-1930 гг. Аркадий Дмитриевич работал главным инженером самого большого в Союзе моторного завода № 24, созданного на базе объединения заводов "Икар" (ГАЗ № 2) и "Мотор" (ГАЗ № 4). На этом заводе в те годы были освоены моторы М-5, М-6, М-15 и микулинский М-34, при внедрении в производство которого Швецов сыграл важную роль.

Поездка в Америку и ее последствия

Несмотря на определенные успехи в развитии советского авиадвигателестроения, все попытки внедрения в производство мощных моторов отечественной конструкции в конце 20-х годов завершились неудачно. За годы революции, Гражданской войны и следующее десятилетие наша промышленность изрядно отстала от мирового уровня, необходимо было осуществить резкий качественный скачок как в отношении технологии производства, так и в отношении совершенства конструкции авиационных моторов. Поэтому правительство СССР приняло решение закупить за рубежом самые перспективные авиадвигатели и выбрать из них необходимые типы для организации производства по лицензиям.

О плачевном состоянии станкостроения в СССР в тот период свидетельствовало полное отсутствие в стране специальных станков, необходимых для изготовления некоторых деталей современных авиационных двигателей. Поэтому при оформлении лицензий в договоры с иностранными фирмами были включены пункты о передаче исчерпывающего перечня технологий и о поставках специальных станков. Фактически лицензия обеспечивала создание на отечественных заводах полноценных технологических линий, предназначенных для производства современных авиационных моторов.

С целью скорейшей модернизации отечественного авиадвигателестроения в начале 30-х годов во Францию и США были командированы сначала отдельные специалисты для проведения "разведки" и изучения зарубежного опыта производства авиадвигателей, а затем - авторитетные делегации для переговоров о покупке лицензий. В рамках этой стратегии в 1931 г. правительство командировало группу советских инженеров во главе с И.И. Преображенским, и в том числе А.Д. Швецова, в США для ознакомления с опытом работы американских фирм.

В 1933 г. был подписан договор о технической помощи и сотрудничестве с фирмой "Кертис-Райт", у которой была закуплена лицензия на звездообразный мотор Райт "Циклон" R-1820F-3 мощностью 625 л.с. при массе 435 кг. Предстояла большая ра-

бота по его освоению и организации серийного выпуска. Работая в конструкторском отделе фирмы, А.Д. Швецов принимал участие в переводе сборочных чертежей в метрическую систему мер и изучал особенности технологии производства сложных деталей мотора.

После возвращения из поездки Серго Орджоникидзе пригласил Аркадия Дмитриевича к себе и сообщил, что принято решение направить его главным конструктором на новый моторостроительный завод в Пермь. В апреле 1934 г. Аркадий Дмитриевич Швецов снова вернулся на родную пермскую землю, и с этого времени жизнь его и деятельность конструктором до конца дней были связаны с Пермским моторостроительным заводом.

Здесь придется вернуться на несколько лет назад. В соответствии с первым пятилетним планом страны Государственное всеоюзное авиационное объединение (ГВАО) в начале 1930 г. получило правительственное задание: построить моторостроительный завод в городе Перми. Для строительства завода и поселка при нем был отведен земельный участок на окраине города, удаленной от центра на 4 км. 7 июля 1930 г. приказом начальника ГВАО директором будущего завода был назначен Петр Иванович Чубуков.

Пермская газета "Звезда" в октябре 1930 г. писала: *"Постройка первого Уральского моторостроительного завода начата. Короткие сроки постройки завода обязывают все районные организации помочь строительству завода. За зиму должны быть выстроены бараки, железнодорожная ветка, склады и столовая. К 1 января завод должен быть уже пущен. Рабочий поселок при заводе должен быть построен в течение двух лет..."*

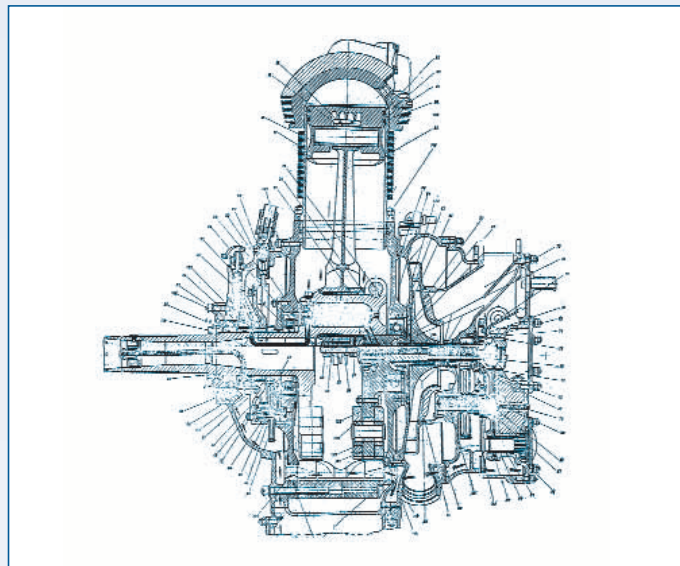
В марте 1934 г. на заседании Совета труда и обороны было принято постановление: промышленное освоение и серийное производство авиационного мотора Райт "Циклон" R-1820F-3 по приобретенной лицензии организовать на заводе в Перми. На достройку и дооборудование завода, подготовку и освоение производства отводился 1934 год. После этого завод должен был приступить к плановому серийному производству нового мотора. Лицензионный двигатель получил в СССР марку М-25.

Приехав в Пермь, А.Д. Швецов был вполне удовлетворен и организацией работы, и составом сотрудников. На одной территории размещались конструкторский отдел, опытное и серийное производство. Быстро наладилось полное взаимопонимание со специалистами, многих из которых он знал еще по работе в Москве. Для них Аркадий Дмитриевич на всю жизнь остался учителем, старшим по знаниям и опыту. И на всю дальнейшую жизнь прикрепилось к нему тонкое и уважительное - "старик". На пермском заводе № 19 А.Д. Швецов стал техническим директором и главным конструктором. Директором завода назначили Побережского, который собрал в Перми весь цвет тогдашней авиапромышленности, лучших специалистов из ЦАГИ, ЦИАМ, заводов Москвы, Запорожья, Одессы, Рыбинска. Вот что писала об этом в 1935 г. газета "За индустриализацию": *"Почти все заведующие отделами, начальники цехов, их заместители, даже начальники участков и многие мастера на этом замечательном заводе побывали за границей, владеют одним, двумя, а некоторые и тремя иностранными языками"*.

В Пермь к тому времени стали поступать импортные станки. Их сразу устанавливали в цехах, не дожидаясь шеф-монтажников и наладчиков из-за океана. К "хитрым" иностранным машинам становились фабзачучники, вчерашние землекопы, коноводчики, домохозяйки, окончившие краткосрочные курсы токарей, фрезеровщиков, шлифовальщиков.

Главной задачей коллектива было освоение с максимальной точностью "американца" - двигателя М-25. Тогда, в 30-е годы, хватало умников, которые предлагали: давайте сделаем процесс проще, у американцев очень сложно. Швецов такие идеи пресекал, говорил, что нам еще далеко до мирового уровня. Технологию нарушать нельзя - это основа основ. Дисциплине, культуре производства предстояло еще учиться и учиться.

Работа конструкторов начиналась с перевода дюймовых мер в метрические, а также с перевода технических пояснений на чер-



Продольный разрез мотора М-25 (схема из ТО)

тежах с английского языка на русский. Одновременно конструкторы стали тщательно изучать английский язык.

В этот начальный период еще не существовало конструкторских бригад по узлам двигателя. Конструкторы были универсалами: выполняли расчеты, составляли предварительные проекты узлов двигателя, дорабатывали их в результате многочисленных обсуждений, выпускали рабочие чертежи деталей и их заготовок, получаемых методами штамповки,ковки или литья. Сами выбирали материалы и режимы их термической обработки.

Наконец, 1 июня 1934 г. был собран и поставлен на испытательный стенд первый двигатель. Этот день стал началом производственной деятельности Пермского моторостроительного завода - днем рождения завода.

По конструкции мотор М-25 был одним из самых совершенных по тому времени, технологически относительно простым и, главное, надежным. К его особенностям относились: мощное обребрение цилиндров, применение дефлекторов для интенсификации охлаждения задней стороны головок и гильз цилиндров, что позволяло также снизить расход воздуха на охлаждение мотора (и уменьшить аэродинамическое сопротивление винтомоторной группы), применение подшипника главного шатуна с заливкой свинцовистой бронзой, крепление головки цилиндра к гильзе на резьбе специального (пилообразного) профиля с натягом, гарантирующим вполне надежное герметичное соединение.

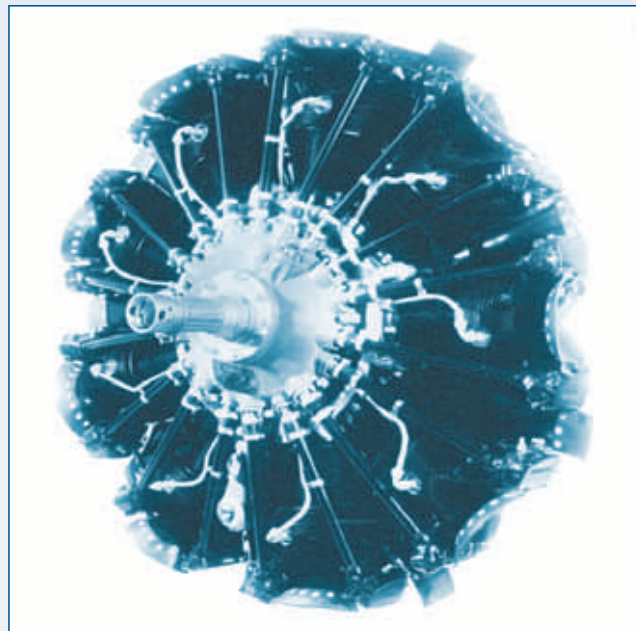
При производстве этого мотора были освоены многие технологические новинки (азотизация зеркала цилиндра, шлифовка ответственных резб, повышение точности и чистоты обработки трущихся поверхностей и др.). Эти технологические операции в дальнейшем были успешно применены на других заводах, что немало способствовало повышению надежности и долговечности советских моторов.



Истребитель И-15 с мотором М-25 появился на высоту 14 575 м



Истребитель И-16 тип 10 с мотором М-25



Мотор М-25

Мотор М-25 имел выхлопные клапаны, которые охлаждались натрием. При работе мотора расплавленный натрий интенсивно переносил тепло от нагретой тарелки клапана к менее нагретому штоку и от него - через клапанную втулку - к головке цилиндра, что существенно снижало температуру клапана и повышало его надежность. Это мероприятие вместе с наваркой фасок клапанов стеллитом обеспечило на весь последующий период возможность существенного форсирования моторов. С внедрением натриевого охлаждения выхлопной клапан перестал быть деталью, ограничивающей развитие моторов.

Моторы М-25 были высотными и имели регуляторы постоянного давления наддува, которые освобождали летчика от необходимости вручную управлять давлением наддува. Кроме того, мотор имел на носке коленчатого вала вывод масла под давлением для управления шагом лопастей винта, которые при взлете могли быть установлены на малый шаг переключением специального крана. На большой шаг винт переходил автоматически под воздействием центробежных сил с уменьшением числа оборотов. Для этого на лопасти винта устанавливались специальные противовесы, которые после перевода управляющего крана на слив масла из гидропривода винта поворачивали лопасти на максимальный угол. Такое техническое решение, естественно, улучшало характеристики самолета при взлете и наборе высоты и являлось важным этапом на пути к применению винтов с переменным шагом и постоянной частотой вращения (ВИШ).

Ресурс закупленного по лицензии мотора равнялся 150 часам. Надо было проверить, полностью ли соответствует ему пермский М-25. С этой целью один из двигателей был поставлен на 150-часовое испытание. Начались шесть суток ожидания и волнений. Главный конструктор А.Д. Швецов, который занимался усовершенствованием только что освоенного мотора, то и дело покидал свой кабинет и шел на испытательную станцию. Последний 150-й час пришелся на 3 марта. Еще теплый мотор сняли со станка и увезли в сборочный цех. Машина прошла испытание прекрасно. *"Теперь можно считать, что пермский двигатель нами полностью освоен"*, - сказал Побережский.

В октябре 1936 г. пермский моторный завод посетил представитель фирмы "Райт", ее вице-президент по технической части Артур Натт. Заместитель главного контролера А.И. Голицин вспоминал: *"Американец пожелал познакомиться с русским производством мотора. Гостя провели по цехам. Он пристально присматривался ко всему, что происходило у станков, на сборке и оставил запись в книге почетных посетителей завода: "За минувшие сутки я видел чудесные результаты исключительной организации. То, что я увидел, превосходит мои ожидания и воображе-*

ние. Я целиком должен изменить свое мнение и мысли, которые у меня были до приезда в Пермь. Мне доставляет удовольствие видеть, как великолепно вы беретесь за разрешение ваших проблем и за преодоление трудностей, чтобы добиться успешных результатов без помощи со стороны".

Прошло три месяца ударного 1935 г. Успехом увенчались поиски заводских конструкторов. Мотор был не только освоен, но и улучшен. Главный конструктор А.Д. Швецов внес в него ряд усовершенствований и увеличил мощность.

Новый мотор поступил на длительное, теперь уже 350-часовое испытание. 200 часов он должен был отработать на форсированном режиме. Пермский мотор выдержал все эти испытания. Теперь его можно спокойно ставить на самолеты. В 1934 г. В.П. Чкалов совершил первый полет на истребителе И-16 с пермским мотором М-25. В 1935 г. В. Коккинаки на истребителе И-15 с пермским мотором М-25 установил мировой рекорд высоты полета - 14 575 м.

К осени 1935 г. завод собирал моторы, полностью изготовленные из отечественных материалов (ранее часть деталей и агрегатов поступала из-за рубежа). Специальные предприятия освоили и изготавливали для пермских моторостроителей приборы экранированного зажигания, уникальные клапаны и фильтры, бензиновые и масляные помпы, карбюраторы, крыльчатки для компрессоров. Вот что увидел при посещении завода в 1936 г. известный конструктор авиационных двигателей Александр Александрович Микулин. Он был в составе правительственной комиссии, принимавшей завод в эксплуатацию:

"В сборочном цехе нашим глазам представилась совершенно удивительная необыкновенная картина чистоты и священнодействия. На стеллажах особой конструкции, покрытых белоснежной клеенкой, располагались блистающие чистотой и полировкой детали двигателей. Мастера и рабочие в белых халатах абсолютно чистыми руками производили нужные операции... В цехе нельзя было найти ни одной соринки, ни одной грязной тряпки... Работники этого цеха не имеют никаких режущих инструментов - ни пил, ни метчиков. Точность изготовления в механическом цехе доведена до такой степени, при которой монтаж изделия полностью обеспечен".

Прямое отношение к культуре производства имело и усовершенствование способов контроля за качеством. Высокое качество изготовления деталей и сборки мотора достигались путем строжайшего соблюдения технологии и тщательного контроля применяемых материалов, чистотой и тщательностью обработки каждой детали.

(Продолжение следует).

АКАДЕМИКУ О.Н. ФАВОРСКОМУ - 75 ЛЕТ

Олег Николаевич Фаворский - выдающийся ученый, авторитетный специалист в области энергетики, теории и конструирования реактивных двигателей. Он является автором более 200 научных публикаций, 6 книг и 60 изобретений. Основные его работы связаны с исследованиями тепловых и физико-химических процессов в газотурбинных двигателях, в наземных и космических энергоустановках, с изучением влияния авиации и энергетики на атмосферные процессы. Его книги служат основой многих курсов лекций, читаемых в различных вузах России и стран СНГ.

Более 15 лет О.Н. Фаворский трудился в московском научно-производственном объединении "Союз" в качестве главного конструктора и генерального директора. Под его руководством велась успешная разработка новых авиадвигателей, в конструкции которых широко внедрялись принципиально новые технические решения. За эти годы в объединении "Союз" были созданы пять новых изделий, четыре из которых внедрены в серийное производство.

В настоящее время О.Н. Фаворский - директор Института энергетической поли-

тики РАН, председатель Научного совета РАН по проблеме развития энергетики России, Совета РАН по теплофизике и теплотехнике. Заслуги Олега Николаевича высоко оценены коллегами и руководством страны. Он лауреат Ленинской премии 1982 года и Государственной премии РФ в области науки и техники 2002 года. О.Н. Фаворский - вице-президент Международной энергетической академии и Академии авиации и воздухоплавания, академик электротехнической академии, член ряда ученых советов и редакционных коллегий различных российских научных журналов. Олег Николаевич ведет большую педагогическую деятельность: с 1957 года и по настоящее время преподает в МФТИ. Более 60 его учеников защитили кандидатские и докторские диссертации. Он возглавляет ведущую научную школу "Физико-химические процессы образования экологически опасных соединений в энергоустановках и реактивных двигателях", получившую в 2003 году грант Президента Российской Федерации.

Редакция журнала "Двигатели" сердечно поздравляет одного из наиболее деятельных членов своего редакционного совета



академика РАН Олега Николаевича Фаворского с юбилеем и желает ему в дальнейшем столь же плодотворной деятельности, крепкого здоровья, грамотных коллег и толковых учеников, а сверх того - массу интереснейших статей в нашем журнале. Многих лет Вам, Олег Николаевич! П

**А
К
О**

10-13 августа



Авиационные космические технологии и борудование



Авиационные технологии и материалы
Новые перспективные материалы
Технологии двойного назначения
Системы управления информацией об изделии
Методы и средства функционального диагностирования сложных технических систем
Перспективное проектирование и фундаментальные исследования
Гидродинамика и акустика в аэрокосмическом комплексе
Системы контроля и метрологического обеспечения технологических процессов
Исследование и конструирование технологических процессов и материалов
Системы спасения и жизнеобеспечения
Высокоточное наукоемкое технологическое оборудование в промышленности
Иновационные технологии в авиа- и двигателестроении

ВЫСТАВОЧНЫЙ ЦЕНТР ОАО "КАЗАНСКАЯ ЯРМАРКА"

Россия, 420059, Республика Татарстан, г. Казань, Оренбургский тракт, дом 8

тел/факс: (8432) 77-58-74, 64-33-22, 64-32-65, E-mail: vico@tbit.ru, www.expokazan.ru

ИСТОРИЯ АТОМНОГО САМОЛЕТА В КРАТКОМ ИЗЛОЖЕНИИ

Николай Александров

(Окончание. Начало № 6 - 2003)

И все же отечественные самолетостроители в то время верили в возможность создания атомного самолета в весьма короткие сроки. 13 апреля 1957 г. в ОКБ-23 состоялось расширенное совещание, на котором обсуждался эскизный проект самолета "60". На совещании присутствовали: Е.П. Славский, В.А. Левша, Н.А. Николаев, И.В. Курчатов, А.П. Александров, А.А. Кобзарев, Г.П. Свищев, В.В. Струминский, В.М. Мясищев, А.М. Люлька, Н.Д. Кузнецов и другие видные ученые и конструкторы.

В результате этого совещания была разработана докладная записка, направленная в Совмин СССР. Руководство ОКБ-23 фактически отпартовало об окончании эскизного проектирования самолета "60" и ожидало распоряжения о переходе к полномасштабному рабочему проектированию (с выделением соответствующего финансирования).

Заметим, что в 1957 г. в ОКБ-23 прорабатывались варианты самолетов с двигателями других схем:

- атомно-химического двигателя (по предложению ЦАГИ и Института атомной энергии АН СССР);
- двигателя комбинированной схемы, предложенного ОКБ-165;
- двигателей "закрытой" схемы с промежуточными теплоносителями.

В результате совместных проработок в ОКБ и институтах за основной вариант двигателя "открытой" схемы был принят комбинированный ТРДА (КТРДА), работающий на взлете-посадке в режиме ТРД, а в крейсерском полете - в режиме прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРДА). Применение указанной схемы позволяло увеличить температуру газа на выходе из керамической активной зоны реактора, так как нагретый воздух уже не подавался на лопатки турбины.



Обтекатель блока реактора



Блок реактора в опущенном положении

Судя по всему, в 1957 г. предложения ОКБ-23 не нашли понимания в правительстве, поэтому В.М. Мясищев и его сотрудники занялись доработкой эскизного проекта ПАС. Теперь его создание предполагало выполнение следующих этапов:

- изготовление и проведение испытаний экспериментального самолета ЗМ-А (два внутренних ТРД ВД-7 заменяются двумя ТРДА, реактор - в грузовом отсеке);
- изготовление и проведение испытаний самолета ЗМ-А с четырьмя ТРДА;
- изготовление и проведение испытаний самолета бомбардировщика "50А" на базе М-50;
- изготовление и проведение испытаний собственно ПАС типа "60" с учетом приобретенного опыта.

По своей инициативе ОКБ-23 изучило возможность создания самолета с силовой установкой "закрытой" схемы, оценило параметры защиты экипажа от радиационного излучения и выполнило тепловые расчеты магистралей теплоносителя, разработало схемы обслуживания самолетов с газовым и жидкометаллическим теплоносителями.

В мае 1958 г. группа "А" ОКБ В.М. Мясищева подготовила дополнения к эскизному проекту атомного самолета, которые по сути представляли собой отчет о проведенных исследованиях: *"В результате проработки самолета и силовой установки была подтверждена возможность увеличения расчетной скорости до 3000...3200 км/ч и высоты полета до 18...20 км при дальности полета 25 000...30 000 км.*

Самолет с такими летными характеристиками может найти боевое применение как дальний стратегический разведчик и как носитель самолетов-снарядов для поражения морских и отдельных сухопутных военных объектов противника. Атомный самолет может быть выполнен также в варианте перехватчика самолетов противника при установке на нем мощных локационных средств обнаружения и подвески снарядов класса "воздух-воздух".

Тем временем в ОКБ А.Н. Туполева был построен наземный стенд с натурным реактором. Для исключения радиоактивного заражения подмосковных исследовательских баз в 1958 г. стенд отправили на испытательный полигон под Семипалатинск, где в то время проводились натурные испытания отечественного ядерного оружия с осуществлением наземных и воздушных взрывов.

Одновременно разрабатывался вариант атомной установки, предназначенной для размещения на летающей лаборатории. Для удобства обслуживания оба реактора - стендовый и смонтированный на самолете Ту-95ЛАЛ - устанавливались на специальных платформах с грузоподъемным механизмом. Стендовый реактор можно было опускать в специально построенную шахту, а самолетный - легко демонтировать из грузоотсека самолета.

В первой половине 1959 г. был произведен экспериментальный запуск реактора на наземном стенде. Реактор вышел на заданный уровень мощности, что позволило перейти к экспериментам на летающей лаборатории.

И тут вмешался Генштаб...

По состоянию на 1 января 1959 г. в строевых частях Дальней авиации имелись 41 бомбардировщик Ту-95 и 33 бомбардировщика ЗМ. Самолеты М-4 (26 единиц), выпущенные ранее, переоборудовались в заправщики. Дальность полета стратегических бомбардировщиков ЗМ с двигателями ВД-7Б (тягою 9500 кгс) составляла 11 000 км. Близкой к указанной величине была практическая дальность Ту-95.

Исследование различных вариантов дальних бомбардировщиков и опыт создания в ОКБ-23 первого в СССР сверхзвукового стратегического бомбардировщика М-50 показали, что максимальные дальности таких самолетов с грузом 3...5 т даже при двух дозаправках топливом в полете не превышали 14 000...15 000 км. Кроме того, выполнение такого полета требовало огромного количества топлива (около 500 т) для заправляемого и заправляющих самолетов.

Проанализировав ситуацию, начальник научно-технического комитета Генштаба генерал-полковник Марков в конце января 1959 г. обратился к министру обороны Маршалу Советского

Союза Р.Я. Малиновскому с докладной запиской, в которой анализировал возможные способы повышения боевых качеств отечественных стратегических самолетов: "В настоящее время в стране разрабатываются стратегические бомбардировщики-носители крылатых ракет. В варианте разведчиков они должны обеспечить ведение систематической разведки континентов и океанов в целях наиболее эффективного использования баллистических и крылатых ракет, запускаемых с земли, самолетов и подводных лодок. Известно, что без широко поставленной авиаразведки невозможно достичь достаточно эффективного использования важнейших боевых средств".

Далее он констатировал, что самолеты с турбореактивными двигателями имеют ограниченный радиус действия.

"Заданная в 1958 г. к разработке наиболее дальняя сверхзвуковая система М-56 будет иметь радиус полета самолета не более 6 тыс. км, а радиус боевого применения с крылатой ракетой - не более 8...9 тыс. км при дальности полета ракеты 2500...3000 км, - докладывал Марков. - Ограниченный радиус действия разрабатываемых самолетов и систем вызывает необходимость проникновения на американский континент по кратчайшим расстояниям с северных направлений, что дает возможность противнику создать на этих направлениях мощную труднопреодолимую систему ПВО. Для успешного ведения воздушной разведки, а также для нанесения ударов авиацией по важнейшим объектам на североамериканском континенте необходимо обеспечить возможность подхода к разведываемым и атакуемым объектам с любых направлений, используя слабо защищенные районы, т.е. в обход системы ПВО. При разведке и поиске соединений флота и конвоев противника в океанах требуется обследование больших площадей на удалении до 10 тыс. км.

Для выполнения этих задач необходимо иметь межконтинентальные самолеты с дальностью полета 25...30 тыс. км".

Решение этой задачи, считал Марков, было невозможно без перехода к новым силовым установкам - атомным. По мнению руководителя НТК Генштаба летно-технические характеристики боевых систем, оснащенных АСУ, могли быть следующими:

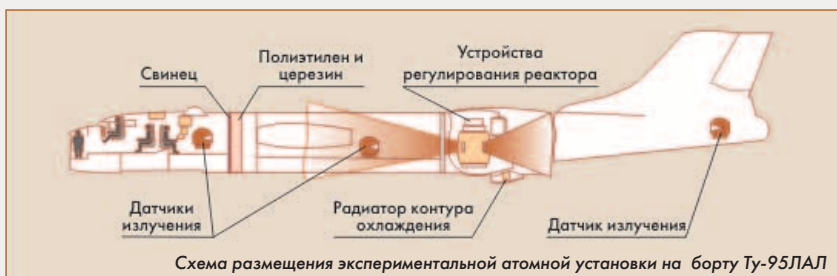
- у высотного самолета - скорость полета 2500...3000 км/ч, потолок 20...23 км, дальность полета 25...30 тыс. км с полетной массой 110...140 т при полезной нагрузке 5...9 т;

- у низколетящего самолета - скорость полета у земли 1200...1400 км/ч, дальность полета 25...30 тыс. км с полетной массой около 100 т при полезной нагрузке 5...9 т.

Что касается атомных авиационных двигателей, то положение с их разработкой Марков характеризовал следующим образом: "В ОКБ тов. Кузнецова проведены расчетно-конструкторские работы по авиационным атомным двигателям и реакторам закрытой схемы с жидкометаллическим теплоносителем для маловысотного и высотного сверхзвуковых самолетов. Выполнен проект экспериментальной силовой установки на базе турбовинтового двигателя НК-12М, испытания которой предлагается провести на переоборудованном самолете Ту-95. Совместно с институтами атомной промышленности проведена отработка малоразмерных жидкометаллических теплообменников, работоспособных при температуре теплоносителя до 1000 °С.

Осваивается технология изготовления теплообменников из тонкостенных жаропрочных труб. Спроектированы и построены два экспериментальных реактора для летающей лаборатории.

В ОКБ тов. Лялюка проведены расчетно-конструкторские работы по авиационным атомным двигателям открытой схемы с реактором из керамики и разработан проект модельного реактора. Институтами атомной промышленности разработана технология изготовления керамических тепловыделяющих элементов и подготовлена производственная база для их изготовления".

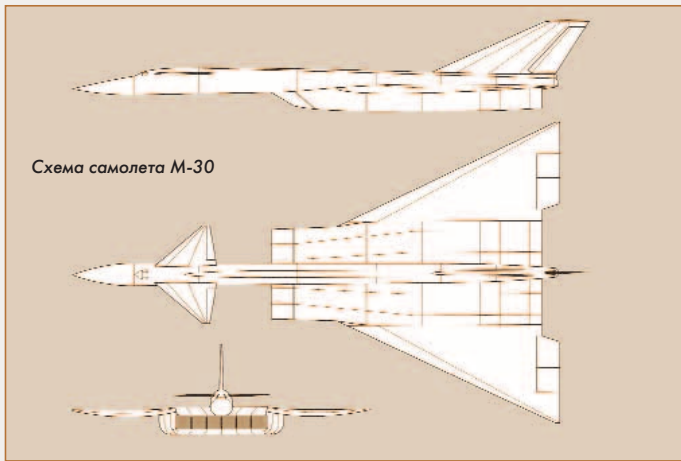


Результаты исследований в области реакторов с жидкометаллическими теплоносителями, как считалось, позволяли решить вопрос о создании атомной силовой установки (АСУ) закрытой схемы, которая обеспечивала приемлемые условия эксплуатации. В связи с этим НТК Генштаба полагал необходимым выдачу задания на разработку межконтинентального самолета с АСУ. Планировалось в первую очередь разработать низколетящий самолет как наиболее простой по конструкции.

Таким образом, от реализации атомного самолета с ТРДА открытой схемы военные решили воздержаться, что в известной мере обесценило результаты, полученные специалистами ОКБ-23. Вместе с тем, НТК Генштаба рекомендовал "продолжить исследование реактора открытой схемы на стенде Ц-14 в Тураево, для чего построить фильтрующие элементы, позволяющие полностью исключить вынос радиоактивных материалов в атмосферу. По высотному самолету Мясищева и двигателю к нему следует провести детальную эскизную проработку, определив потребные высотно-скоростные характеристики атомной силовой установки..."

Полномасштабную же разработку "маловысотной стратегической системы с атомной силовой установкой со следующими данными: дальностью полета 25...30 тыс. км, скоростью полета у земли 1200...1400 км/ч и крейсерской высотой полета 500 м" рекомендовалось заказать ОКБ А.Н. Туполева при участии министерства среднего машиностроения с постройкой самолета в 1963 г. Первый этап летных испытаний намечали провести на обычных двигателях с химическим топливом. Создание атомной силовой установки закрытой схемы по рекомендации НТК Генштаба было поручено Н.Д. Кузнецову, "имеющему четырехлетний опыт по работам в данной области, развернув одновременно экспериментальные работы в институтах ГКАТ (ЦИАМ, ВИАМ) и атомной промышленности (лаборатория "В", НИИ-9 и др.)".

Убедившись в том, что А.Н. Туполев "перехватил" весьма важный потенциальный заказ, В.М. Мясищев предпринял ответные шаги. 21 февраля 1959 г., накануне очередной годовщины Советской



Армии, ОКБ-23 посетил министр обороны Маршал Советского Союза Р.Я. Малиновский. По указанию Мясищева к этому визиту были разработаны красочные плакаты, содержавшие предложения о создании нового варианта атомного самолета "объект 30" с двигательной установкой "закрытой" схемы и следующими основными летно-тактическими данными:

- полетная масса - 140 т;
- дальность полета - не менее 25 тыс. км;
- крейсерская скорость - 2700...3000 км/ч;
- максимальная скорость - 3200...3500 км/ч;
- практический потолок - 18...20 км, а с дожиганием химического топлива - на 2...3 км выше.

В случае принятия специального постановления ЦК КПСС и Совмина СССР главный конструктор гарантировал следующие сроки окончания этапов реализации проекта "30":

- общие предложения по самолету с атомной силовой установкой - конец 1959 г.;
- эскизный проект - конец 1961 г.;
- макет - 1 квартал 1962 г.;
- опытный самолет М-52 с реактором - 1962 г.;
- опытный самолет - летающая база - 2 квартал 1963 г.;
- самолет-аналог "30" с двигателями М-16-17 - конец 1961 г.;
- проект самолета "30" - 1962 г.;
- самолет "30" с атомной силовой установкой, летные испытания - 1964 г.

Отметим важное отличие самолета "30" от разрабатывавшейся параллельно машины А.Н. Туполева: "тридцатка" должна была стать первым в мире стратегическим бомбардировщиком с крейсерской сверхзвуковой скоростью полета, что делало ее малоуязвимой для большинства средств ПВО. Несмотря на это министру потребовалось немало времени, чтобы "пробить" поддержку Мясищеву "в верхах". Только во второй половине года во исполнение постановления ЦК КПСС и Совмина СССР от 19.06.1959 г. № 682-310 и приказа ГКАТ от 29.07.1959 г. № 247 в ОКБ-23 началась эскизная проработка сверхзвукового высотного самолета с АСУ "закрытой" схемы. Подобно туполевцам, в ОКБ В.М. Мясищева одновременно приступили к разработке экспериментального самолета с опытным атомным двигателем (заводской шифр М-50ЛЛ). На самолете М-50ЛЛ планировали изучить следующие вопросы:

- определить мощности дозы радиоактивного излучения АСУ в воздухе и на земле по всем направлениям;
- оценить эффективность защиты экипажа в натурной кабине М-30, установленной на самолете М-50ЛЛ;
- проверить работоспособность оборудования и систем в условиях облучения;
- отработать технологию эксплуатации и обслуживания самолета с АСУ.

Выбор для АСУ "закрытой" схемы в противовес "открытой", принятой в предыдущих "атомных" проектах ОКБ-23, обуславливался только одним, но определяющим преимуществом - значительно меньшим уровнем радиоактивного излучения, воздействующим на экипаж и обслуживающий персонал.

Система М-30 предназначалась для нанесения ударов управляемыми ракетами и бомбами по удаленным и наиболее важным малоразмерным целям на континенте (типа стартовых позиций МБР) и авианосным ударным соединениям кораблей противника на океанских коммуникациях. Кроме того, М-30 можно было использовать для ведения воздушной стратегической разведки сухопутных и морских ТВД и выдачи целеуказания ракетноносным соединениям флота. Полет к цели ударного варианта М-30 должен был происходить на высоте 19...20 км. Над целью М-30 должен был выполнить "подскок" до 24...25 км, далее от носителя отделялся самолет-снаряд, совершавший автономный полет до цели на дальность 1000 км со скоростью 3500 км/ч.

Разработка атомного двигателя НК-5 для самолета М-30 была поручена ОКБ-276 генерального конструктора Н.Д. Кузнецова. Силовая установка самолета помимо шести воздушно-реактивных двигателей НК-5 длительной тягой 3060 кгс (на высоте 20 км при числе М=2,5) содержала системы:

- первого контура с реактором;
- второго контура;
- питания двигателей углеводородным топливом;
- смазки, наддува, противопожарной защиты;
- управления двигателями;
- регулирования мощности реактора и тяги двигателей;
- охлаждения реактора;
- подогрева жидкометаллического теплоносителя при выведенном реакторе;
- контроля состояния систем и агрегатов;
- энергоснабжения.

Углеводородное топливо планировали использовать на этапе взлета и посадки, выхода на крейсерский режим и выполнения маневра в районе цели. На остальных режимах полета самолет использовал только энергию, выдаваемую АСУ.

В реакторе предполагали применить жидкометаллический теплоноситель - натрий и литий. Схема двухконтурной АСУ "закрытого" типа обеспечивала отсутствие радиоактивности во втором (газовом) контуре, создавая приемлемые условия для эксплуатации самолета на земле. До конца 1959 г. работы в ОКБ-23 шли обнадеживающе высокими темпами, но вскоре у руководства страны наступило охлаждение интереса к авиации во всех ее проявлениях, включая самолеты с АСУ.

Тем не менее, предварительный проект системы М-30 в июне 1960 г. был сверстан, а к концу года было выпущено дополнение к нему, в котором уточнялись некоторые параметры самолета. Так, конструкторы решили применить сверхмодное в то время крыло изменяемой стреловидности, а вместо запланированного первоначально самолета-снаряда СБР-43 применить две управляемые ракеты Х-22, проектировавшиеся в ОКБ-155 под руководством М.В. Гуревича. Впрочем, судьба проекта М-30 была предreshена - в коридорах власти приняли решение передать мясищевское ОКБ вместе с опытным заводом в ракетное КБ Челомея.

Тем временем один из серийных Ту-95М в 1960 г. проходил переоборудование в летающую лабораторию Ту-95ЛАЛ. После соответствующих проверок на земле в период с мая по август 1961 г. он совершил 34 полета. На летающей лаборатории Ту-95ЛАЛ летали и проводили испытания летчики-испытатели М.М. Нюхтиков, Е.А. Горюнов, М.А. Жила и др., ведущим по машине был инженер Н.В. Лашкевич. Полеты производились как с "холодным" реактором, так и с работающим. Целью всех полетов с работающим реактором была проверка эффективности радиационной защиты. Экипаж и экспериментаторы находились в передней герметической кабине, где также размещался датчик, фиксирующий параметры излучения.

Следующим важным этапом разработки самолета с АСУ должен был стать экспериментальный самолет, получивший в туполевском КБ обозначение "119" (Ту-119). Как и в случае с Ту-95ЛАЛ базовой машиной являлся Ту-95, но на этот раз реактор выступал не в роли "полезной нагрузки", а включался в состав комбинированной силовой установки с двумя турбовинтовыми атомными двигателями НК-14А, оснащенными теплообменниками. Кроме того, на

Ty-119 планировали установить два обычных турбовинтовых двигателя НК-12.

Получив задание, ОКБ Н.Д. Кузнецова приступило к проектированию НК-14А. Работы, однако, велись невысокими темпами: срок готовности первых двух опытных НК-14А, пригодных для установки на самолет, устанавливался весьма отдаленным. Так, испытания экспериментального самолета Ty-119 планировали начать не ранее 70-х годов. Главными причинами тому стало осознание руководством грандиозной сложности задачи, а также заметное сокращение финансирования.

Следующим этапом должен был стать боевой самолет с четырьмя НК-14А, на котором и планировали получить заданную НТК Генштаба дальность полета - порядка 25...30 тыс. км. Проанализировав возможные области применения, разработчики предложили создать на базе Ty-114 атомный противолодочный самолет. Чувствуется, что отказ американцев от дальнейшей разработки программы самолета с АСУ, датированный 1961 г., изрядно подорвал интерес к проблеме и по эту сторону океана. Разработка не то чтобы заглохла, но велась без прежнего "боевого" настроя, как бы по инерции.

Впрочем, это не касалось отдела перспективных проектов, где все исследования проводились "на бумаге", без привлечения солидных капиталовложений. Практически одновременно с началом проектирования дозвукового самолета "119" в туполевском ОКБ-156 приступили к обоснованию облика дальнего сверхзвукового бомбардировщика с АСУ. Программа работ предусматривала выполнение большого комплекса исследований. В частности, конструкторы туполевского ОКБ подобно мясцевцам занялись поиском оптимальной компоновки АСУ на самолете указанного класса с учетом обеспечения радиационной защиты экипажа и оборудования. Во второй половине 70-х годов планировалось передать на летные испытания полноценный боевой сверхзвуковой самолет с АСУ в вариантах дальнего бомбардировщика, маловысотного бомбардировщика и стратегического межконтинентального ракетносца.

Первым в этом ряду должен был стать дальний бомбардировщик, получивший по ОКБ-156 обозначение самолет "120" (Ty-120), по назначению близкий к дальнему бомбардировщику Ty-22. Самолет предполагалось оснастить двумя ТРДА разработки КБ Н.Д. Кузнецова. Двигатели и реактор с защитой намечали установить в хвостовой части фюзеляжа, на максимальном удалении от кабины экипажа. В носовой части фюзеляжа спроектировали герметичную кабину экипажа, рассчитанную на двух человек. Рабочие места пилота и штурмана намечали окружить мощной комбинированной радиационной защитой. Самолет нормальной аэродинамической схемы представлял собой высокоплан со стреловидным крылом и оперением и велосипедным шасси.

Основные проектные данные получились следующими:

- длина фюзеляжа - 30,7 м;
- размах крыла - 24,4 м;
- площадь крыла - 170 м²;
- взлетная масса - 80...85 т;
- максимальная скорость полета - 1350...1450 км/ч на высоте 8000 м.

Другой проект ОКБ-156 предусматривал постройку маловысотной ударной машины с двумя комбинированными ТРДА и реактором в задней части фюзеляжа. Во взлетно-посадочном режиме двигатели должны были работать на керосине, а после набора высоты в дело вводился реактор. Интересно, что топливный бак с керосином, смонтированный в средней части фюзеляжа, выступал в роли элемента биологической защиты. В передней части фюзеляжа находилась герметичная кабина для двух человек с комбинированной защитой. Проект самолета был выполнен по обычной низкопланной схеме. Крыло - треугольное с переменной стреловидностью по передней кромке и с небольшим наплывом в корневой части. Хвостовое оперение - стреловидное со стабилизатором на вершине кия.

Самолет имел следующие основные проектные данные:

- длина фюзеляжа - 37,0 м;
- размах крыла - 19,0 м;

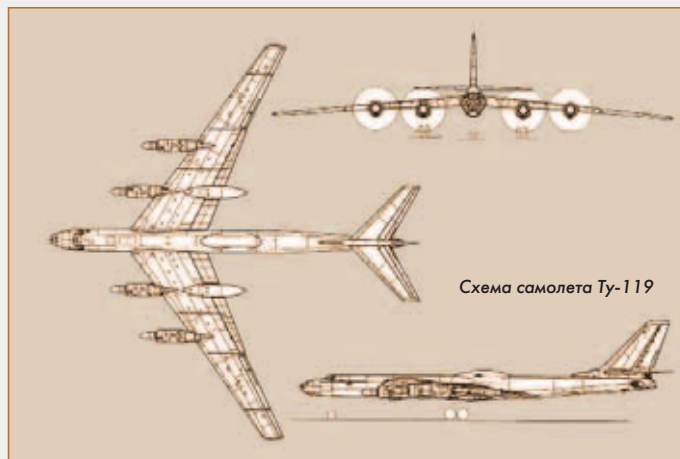


Схема самолета Ty-119

- высота самолета - 8,25 м;
- площадь крыла - 172 м²;
- взлетная масса - 102 т;
- бомбовая нагрузка - 5 т;
- скорость полета - 1250...1400 км/ч;
- высота полета при выполнении боевого задания - 150...500 м.

Самым амбициозным являлся третий проект дальнего стратегического самолета-бомбардировщика с АСУ, включавшей шесть ТРД, два из которых являлись комбинированными и служили для осуществления крейсерского полета. Эти комбинированные ТРДА по проекту оснащались теплообменниками и могли работать как на керосине, так и "от реактора" (их разработкой занималось ОКБ Н.Д. Кузнецова). Общая компоновка машины была близка к компоновке американского среднего сверхзвукового бомбардировщика В-58 "Хастлер". Вероятно, это был "наш ответ" на американскую программу Х-6, только запоздалый. Самолет проектировался по схеме "бесхвостка" с применением "правила площадей". Четыре ТРД без теплообменников предполагали разместить под крылом на пилонах, а два КТРДА с теплообменниками - в хвостовой части фюзеляжа. Реактор и герметичная кабина экипажа компоновались так же, как и в рассмотренных проектах.

Самолет имел следующие основные проектные данные:

- длина фюзеляжа - 40,5 м;
- размах крыла - 30,6 м;
- площадь крыла - 320 м²;
- взлетная масса - 153 000 кг;
- бомбовая нагрузка - 5000 кг.

Как и в случае с проектом "119", все работы по сверхзвуковым машинам с АСУ были прекращены в первой половине 60-х годов. Основными причинами свертывания этой масштабной научно-технической программы в области отечественных авиационных вооружений стали экономические ограничения, связанные с развертыванием в тот период стратегических ракетных систем и атомного подводного флота, а также экологические проблемы для окружающей среды, которые невозможно было исключить при аварии самолетов с АСУ. Можно лишь предположить, что истощаемость естественных энергоресурсов Земли заставит когда-нибудь вернуться к самолетам с АСУ и все-таки применить ядерную энергию в авиации. **П**

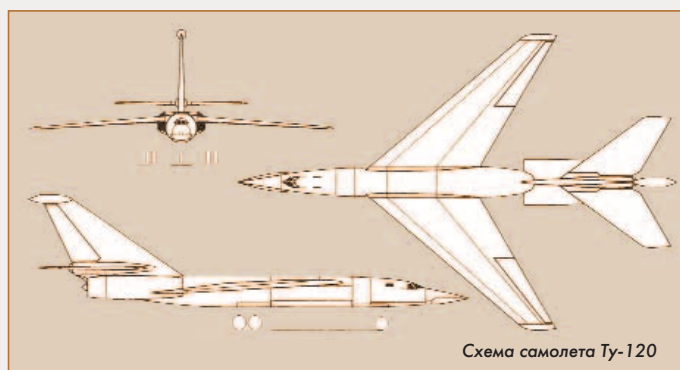


Схема самолета Ty-120

КОМПЛЕКСНАЯ ОТРАБОТКА ДИНАМИЧЕСКИХ РЕЖИМОВ ЖРД

Валентин Шерстянников, лауреат премии имени Н.Е. Жуковского, д.т.н.

К середине 60-х годов благодаря достигнутому прогрессу в понимании рабочего процесса ЖРД и большому опыту, накопленному при проектировании агрегатов и систем двигателей, огневой этап отработки динамических режимов ЖРД превратился в значительной степени из поискового в проверочный, имеющий своей целью подтверждение надежности решений, принимаемых на этапах проектирования и доводки агрегатов двигателя. В связи с этим важную роль стало играть совершенствование методов стендовой отработки двигателей, обеспечивавших повышение эффективности физического моделирования процессов и получение от каждого экземпляра испытываемого двигателя максимальной информации.

Далее рассматриваются сформулированные в 60-е годы автором и В.М. Калниным предложения, связанные с совершенствованием и дальнейшим развитием методики отработки переходных режимов ЖРД. Они основываются на накопленном отечественной промышленностью опыте создания ЖРД предшествовавшего поколения и их отработки в составе ракетных блоков при летных испытаниях ракет.

Цель выдвинутых предложений состояла в том, чтобы:

- обеспечить комплексное использование методов физического и математического моделирования при стендовой отработке двигателей;

- повысить достоверность физического моделирования "ракетных" условий;

- более эффективно применить современные вычислительные средства для отработки и анализа получаемой при испытаниях информации.

1. Физическое моделирование при огневых испытаниях направлено на то, чтобы максимально приблизить условия наземной отработки двигателей к условиям их работы в составе ракет. Имитация "ракетных" условий должна производиться по всем физическим факторам, характеризующим условия работы двигателей в составе ракет, в том числе: по условиям поступления топлива в двигатели - гидродинамическое подобие; по условиям закрепления двигателей - механическое подобие; по условиям высотности и тепловых режимов - газодинамическое и теплофизическое подобие и по условиям действия массовых сил - гравитационно-массовое подобие. На практике наиболее широко применяются методы моделирования гидродинамического, газодинамического и теплофизического подобия, реже - гравитационно-массового подобия. Разработанные критерии гидродинамического подобия, требующие равенства в стендовых условиях комплексов параметров $\Sigma(I_i/F_i)$, $\Sigma \Delta P_i$ и значений собственных частот колебаний жидкости, являются общепризнанными и широко применяются в практике стендовых испытаний. Их внедрение существенно сократило потери материальной части и сроки доводки двигателей, особенно при отработке запуска и других переходных режимов.

Значительный эффект дают также освоенные на практике методы моделирования теплофизического подобия на стендах, реализуемые путем термостатирования конструкции двигателей и компонентов топлива перед началом испытаний. Они обеспечивают близкое к штатному тепловое состояние элементов конструкции двигателей, особенно при проведении огневых испытаний ракетных блоков. Весьма сложными для реализации, и поэтому пока еще редко применяемыми, являются способы осуществления газодинамического и гравитационно-массового подобия условий работы двигателей на стендах и в составе ракет. Однако и в этом направлении имеется уже определенное продвижение: применяются разгонные тележки, летающие лаборатории, имитирующие невесомость, проводятся испытания двигателей со специальными преградами за соплом, имитирующими газодинамические условия старта и расцепки ракетных

блоков, условия возникновения дискретных составляющих акустического спектра и другие возмущения. Наименее разработанными и освоенными сегодня являются методы моделирования на стендах механического взаимодействия двигателей с конструкцией ракет.

Обеспечение механического подобия. Опыт отработки мощных ЖРД свидетельствует о том, что аномальное механическое взаимодействие двигателей с конструкцией ракет может приводить к потере работоспособности двигателей в полете. В связи с этим для повышения полноты физического моделирования ракетных условий при стендовых испытаниях двигателей целесообразно наряду с выполнением условий гидродинамического и теплофизического подобия обеспечивать также механическое подобие. Наиболее благоприятные условия для механического подобия могут быть созданы на крупных стендах, где испытываются двигатели в составе ракетных блоков. Приближенное воспроизведение механического подобия может быть обеспечено также и при стендовых испытаниях одиночных двигателей.

Проведенный анализ показывает, что из-за большой сложности процессов механического взаимодействия двигателей с конструкцией ракеты механическое подобие упругомассовых свойств стендовых и ракетных систем может выдерживаться лишь в ограниченных пределах.

В качестве критериев подобия могут быть приняты условия, необходимые для приближения в определенном частотном диапазоне комплексных частотных характеристик стендов и ракет по механическим перемещениям двигателей под действием колебаний силы тяги:

$$W_{ст}(i\omega) \sim W_{рак}(i\omega), \text{ при } \omega_{min} < \omega < \omega_{max}$$

где $W(i\omega) = \delta h_{x,y,z} / \delta R_{x,y,z}$ - соответствующие частотные характеристики;

$\delta R_{x,y,z}$ и $\delta h_{x,y,z}$ - малые колебания тяги и мест крепления двигателей к ракете по каждой из координатных осей;

ω_{min} и ω_{max} - нижняя и верхняя границы моделируемого частотного диапазона.

Из-за сложности решения задачи в полном объеме в качестве приближения может приниматься выполнение следующих более простых условий:

а) равенство полных статических перемещений двигателей в продольном и обоих поперечных направлениях под действием полной (номинальной) силы тяги;

б) равенство собственных частот первого тона продольных и поперечных колебаний двигателей на раме стенда и в силовом каркасе ракеты.

К этим условиям нужно добавить еще соблюдение равенства коэффициентов жесткости и собственных частот колебаний топливных трубопроводов, связывающих двигатели с ракетой, и имитацию вибровоздействия от работающих двигателей других ступеней.

В случае необходимости, при упрощенном моделировании механического подобия, вместо первого тона собственных колебаний двигателя в силовой системе ракеты может выбираться для воспроизведения на стенде какой-либо из более высоких тонов, представляющий наибольший интерес при проверке работоспособности данного двигателя. При рациональном проектировании схем стендов наличие жесткой броневой защиты, отделяющей огневой отсек от отсека топливных баков, не является принципиальным препятствием для выполнения указанных ранее условий подобия, поскольку элементы, моделирующие упругомассовые свойства конструкции ракеты, размещаются за броневой защитой.

Для выполнения указанных критериев механического подобия испытания двигателей целесообразно проводить на специальных упругих подвесах, осуществляемых на механических или на пневмогидравлических упругих элементах.



Рис. 1. Схема комплексного применения физического и математического моделирования при стендовой отработке ЖРД

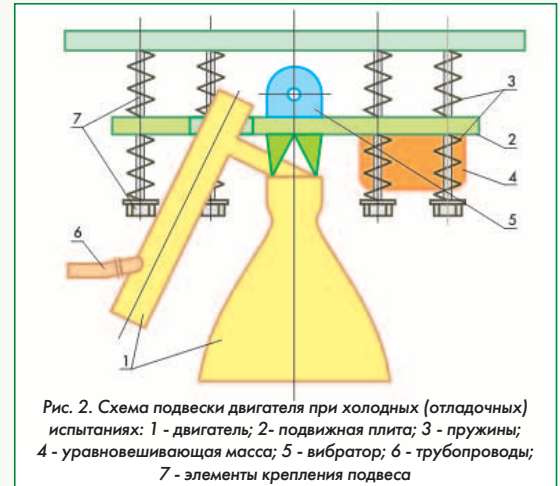


Рис. 2. Схема подвески двигателя при холодных (отладочных) испытаниях: 1 - двигатель; 2 - подвижная платформа; 3 - пружины; 4 - уравновешивающая масса; 5 - вибратор; 6 - трубопроводы; 7 - элементы крепления подвеса

В процессе создания двигателей для ракеты Н1 в ОКБ С.П. Королева и Н.Д. Кузнецова совместно с НИИ была разработана схема и методика специальных огневых испытаний ЖРД НК-33 на упругом подвесе с заданием дозированных низкочастотных (2...100 Гц) колебательных перегрузок в местах крепления двигателя к ракете (рис. 1).

Цель динамических испытаний состояла в:

- проверке работоспособности двигателя с имитацией осевых колебательных перегрузок, передаваемых на двигатель в полете через места крепления его к ракете;
- определении динамических (частотных) характеристик двигателя со штатной рамой по каналу "осевые колебательные перегрузки - тяга двигателя".

Проверка работоспособности двигателя включала в себя проверку прочности конструкции и подтверждение нормального функционирования всех систем двигателя в условиях динамических нагрузок. Необходимость экспериментального определения частотных характеристик по каналу "перегрузка - тяга" вытекала из результатов теоретических исследований, согласно которым механические колебательные движения двигателей, возникающие при их работе в условиях взаимодействия с упругой конструкцией ракеты, могут оказывать заметное влияние на тягу и другие параметры режима работы двигателей. При неблагоприятных условиях это может приводить к возникновению продольно-поперечной неустойчивости ДУ ракеты.

Схема испытаний (рис. 2) включала в себя двигатель 1, собранный по штатной технической документации и оборудованный специальными датчиками для измерения параметров при снятии частотной характеристики. Двигатель устанавливался на упругом подвесе, смонтированном на силовой балке огневой стелы. Подвес представлял собой подвижную платформу 2, подвешенную на параллельно включенных пружинах 3 по типу пружинного матраца. Эта платформа вместе с двигателем могла совершать колебания в вертикальной плоскости. Дополнительная уравновешивающая масса 4, прикрепленная снизу к подвижной платформе, служила для совмещения центра тяжести подвеса с осью действия возбуждающей силы. К установленному на упругом подвесе двигателю подсоединялись штатные топливные магистрали 6.

Ограничение максимального осевого перемещения двигателя, регламентированное допускаемой деформацией трубопроводов ракеты (15 мм для ракеты Н1), обеспечивалось предварительной затяжкой пружин подвеса, осуществляемой до пристыковки трубопроводов к двигателю.

Для получения требуемых амплитуд колебательных перегрузок в диапазоне низких частот наряду с применением механических вибраторов направленного действия 5 было рекомендовано использование в качестве задатчика колебаний испытуемого двигателя, снабженного специальным пульсатором расхода в линии горячего газогенератора.

Динамические испытания должны были проводиться вблизи номинального режима и других режимов работы двигателей в диапазоне частот и перегрузок, характерных для ракеты Н1 ($f = 5...60$ Гц), включая собственную частоту корпуса ракеты, дискретную состав-

ляющую пульсаций донного давления, собственную частоту подвеса периферийных двигателей. Задаваемые перегрузки должны были быть близкими к предельно допустимым по ТЗ на двигатель. Максимальная продолжительность испытаний соответствовала полетному ресурсу работы двигателя в составе ракеты.

Была разработана методика расчета параметров упругого подвеса, обеспечивающих возможность получения требуемых амплитуд колебаний при ограниченной располагаемой величине возбуждающей силы.

Расчет носил оценочный характер и проводился при следующих основных допущениях: возбуждающая сила направлена вертикально, проходя через центры тяжести и жесткости подвижной части; двигатель вместе с подвижной частью рассматривался как единая масса-монолит; влияние жесткости коммуникаций, подсоединяемых к двигателю, не учитывалось; расчет проводился для некоторой области наиболее вероятных значений декремента затухания колебаний двигателя на подвесе в пределах $\delta = 0,06...0,6$. При указанных допущениях формулы для расчета ожидаемых амплитуд колебаний продольной перегрузки в местах крепления двигателя имеют следующий вид:

- при возбуждении механическими вибраторами

$$|n_x| = \frac{4\pi^2}{g C_{\text{подв}}} \frac{\delta R_{\text{вмакс}}}{f_{\text{вмакс}}^2} \frac{f^4}{\sqrt{[1 - (\frac{f}{f_{\text{подв}}})^2]^2 + \frac{\delta_{\text{подв}}^2}{\pi^2} (\frac{f}{f_{\text{подв}}})^2}}$$

- при возбуждении пульсаторами расхода

$$|n_x| = \frac{4\pi^2}{g C_{\text{подв}}} \delta R_{\text{дв}}(f) \frac{\delta G_n}{C_n^*} \frac{f^2}{\sqrt{[1 - (\frac{f}{f_{\text{подв}}})^2]^2 + \frac{\delta_{\text{подв}}^2}{\pi^2} (\frac{f}{f_{\text{подв}}})^2}}$$

где $|n_x|$ - амплитуда колебаний перегрузки (в единицах перегрузки);

$f_{\text{подв}}$ - собственная частота подвеса, Гц;

$C_{\text{подв}}$ - коэффициент жесткости подвеса, т/мм;

$\delta_{\text{подв}}$ - декремент колебаний подвеса;

$\delta R_{\text{вмакс}}$ и $f_{\text{вмакс}}$ - параметры вибратора (максимальная амплитуда возбуждающей силы, в тс, и максимальная частота, в Гц);

$\delta R_{\text{дв}}(f)$ - амплитуда колебаний тяги двигателя (тс), как функция частоты;

δG_n и G_n^* - амплитуда колебаний расхода и расход горячего в газогенераторе, обеспечиваемые применяемым при данных испытаниях пульсатором, с помощью которого снималась характеристика.

Расчеты показали, что для проверки работоспособности двигателя НК-33 в заданном диапазоне перегрузок требуется всего 4-5 огневых испытаний двигателя с заданием динамических возмущений по предложенной методике. Однако эти испытания не были проведены в связи с прекращением работ по ракете Н1.

Рекомендуемые испытания выходят за рамки обычной наземной отработки ЖРД и относятся к разряду специальных исследовательских работ, направленных на повышение эффективности функциональных стендовых проверок двигателей и их систем.

(Продолжение в следующем номере).



К ИСТОРИИ СОЗДАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ "ЭНЕРГИЯ"

Вячеслав Рахманин, главный специалист НПО "Энергомаш" имени академика В.П. Глушко, член-корреспондент Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, лауреат Государственной премии СССР, к.т.н.

(Окончание. Начало в № 5, 6 - 2003 г.)

Авария первой ступени РН "Зенит" в НИИХиммаш дала новый импульс для критики выбранных энергетических характеристик двигателя. У оппонентов появился еще один довод для прекращения дальнейших работ с двигателями РД-170. Один из научных руководителей ГИПХ выступил с заявлением, что в среде окислительного газа на основе кислорода при давлениях и температурах выше 250 атм и 500 °С практически все конструкционные металлы подвержены возгоранию. Поскольку значения соответствующих параметров генераторного газа двигателя РД-170 превышали указанную границу возгорания, это "научное открытие" выносило смертельный приговор не только двигателю РД-170, но и закрывало дальнейшие перспективы развития ЖРД окислительных схем с использованием кислородно-керосинового топлива. Наши попытки установить, откуда получены такие "научные" сведения, не увенчались успехом. Дело в том, что кроме двигателя РД-170 у нас в стране не было других агрегатов или установок, где применялся кислородный газ с указанными значениями параметров. А наш опыт не давал основания для такого теоретического обобщения.

Но оппонентов не интересовала научная необоснованность сделанного заявления, важно, что оно укрепляло занимаемые ими позиции в споре о дальнейшей судьбе разработки двигателей РД-170. И если раньше единственным техническим доводом, хотя и весьма серьезным, была затянувшаяся череда аварий при стендовых испытаниях двигателей, то теперь появилась научно-теоретическая база для объяснения причин возгорания конструкции двигателей. Это позволило перейти от разрозненных критических выступлений к организованной оппозиции. Организующим фактором стало коллективное письмо-обращение нескольких авторитетных деятелей науки и техники к Д.Ф. Устинову.

Занимая руководящие государственные и партийные должности, член Политбюро ЦК КПСС Д.Ф. Устинов с 1946 г. курировал развитие ракетно-космической техники в СССР. Он непосредственно участвовал в принятии важнейших решений, в том числе и связанных с закрытием работ по теме Н1 в 1974 г. и развертывании новой космической программы, предложенной В.П. Глушко. С первых дней разработки комплекса РН "Энергия", включая двигатели, Устинов следил за ходом работ, оказывал помощь в их организации. Он был среди тех, кто верил в способность Глушко и его единомышленников создать двигатели. Это доверие и поддержка не позволяли применять к руководству НПО "Энергия" и КБ Энергомаш "силовые воздействия". Выговоры по административной и партийной линиям к таковым относить не следует, их раздавали, не скупясь.

При советской власти коллективные обращения авторитетных деятелей науки, техники, искусства в партийные и государственные инстанции для решения своих профессиональных проблем практиковались довольно широко. И, как правило, такие обращения не оставались без внимания. Так было и на этот раз. При всей вере Устинова в правильность выбранного направления дальнейшего развития ракетно-космической техники, связанного с созданием унифицированного модульного ЖРД большой мощности, игнорировать альтернативное мнение он не мог. Поэтому Устинов распорядился создать межведомственную комиссию для экспертизы размерности двигателей для первой ступени РН "Энергия". В состав комиссии были включены академики В.С. Авдудевский, В.П. Глушко, Н.Д. Кузнецов, А.М. Люлька и многочисленные представители предприятий и НИИ ракетной и авиационной промышленности, а также министерства обороны. Председателем комиссии был назначен авторитетный ученый, директор НИИ тепловых процессов В.Я. Лихушин.

Поскольку перед комиссией стояла дилемма, состав комиссии по своим взглядам разделился на две части. Решался "гамлетовский" вопрос: быть или не быть "большому" двигателю. Позиция Глушко была однозначна - быть! В этом ему большую поддержку оказывал Люлька, который указывал на положительную тенденцию в отработке двигателя, акцентировал внимание на правильности постепенного устранения выявляемых недостатков

ков конструкции, предлагал запастись терпением и не дергать конструкторов КБ Энергомаш требованиями обеспечить работоспособность двигателя "сегодня к вечеру". На полярной позиции стояли Кузнецов и Авдеевский, причем, если Кузнецов считал, что двигателю "не быть", то Авдеевский занимал более агрессивную позицию - "не бывать"! Оба считали замкнутую окислительную схему в ЖРД бесперспективной и выбранное Глушко направление тупиковым.

Трудно понять и объяснить, почему такую позицию занял Кузнецов. Под его руководством ОКБ-276 с 1959 г. последовательно занималось разработкой двигателей НК-9, НК-15, НК-33, имеющих замкнутую окислительную схему. В ту пору произошла случайная встреча с Кузнецовым в кабинете Лихушина, и я не упустил возможности с наивным видом спросить его об этом. И в ответ услышал: "Молодой человек (мне тогда было 48 лет), здесь как в монгольской казне хребты ломают, а вы техникой интересуетесь". Думаю, и это в какой-то мере подтверждает ответ Кузнецова, что его позицию в большой мере определяла обида на ракетную отрасль за несправедливое, по его мнению, обвинение ОКБ-276 как главного виновника в закрытии темы Н1 и лично на Глушко за его определение двигателей НК-15 как "гнилые двигатели".

Были личные счёты с Глушко и у Авдеевского. У недоверчивого читателя могут возникнуть сомнения: как же так, такие "большие" люди и вдруг личные отношения довлеют над деловым подходом? Смею заверить, что человек любого калибра остается прежде всего человеком с его чувствами, страстями, честолюбием и другими чертами человеческого характера, которыми наградила его природа. И чем крупнее личность человека, тем в большей мере и "круче" проявляются черты его характера. Среди людей, достигших высот в своей профессиональной деятельности, будь это политика, наука, техника, искусство, спорт, военное поприще и т.д., нет места для слабых характерных, добреньких, услужливых. Карьерный рост - это естественный отбор не только по профессиональной пригодности, но и по крепости характера. Так что в любом производственном конфликте наряду с профессиональными интересами присутствуют и личные мотивы.

Вернемся, однако, к работе комиссии. Изначальное разделение мнений наиболее авторитетных членов комиссии - в поддержку двигателя РД-170 или МД-185 - существенно осложняло работу председателю комиссии В.Я. Лихушину. Не объявляя о своей позиции и не отдавая предпочтения ни одному из рассматриваемых вариантов двигателя, он положил в основу принимаемого решения временной фактор. Не сомневаясь в возможности более быстрого создания двигателя МД-185, Лихушин обратил внимание членов комиссии на разные стартовые условия. Двигатель МД-185 существовал пока еще в материалах эскизного проекта, поэтому нужно было выпустить комплект конструкторской документации, спроектировать и изготовить технологическую оснастку, освоить технологию изготовления узлов и агрегатов двигателя, так как из конструкции двигателя РД-170 заимствовалась только камера, провести доводку с определением и устранением слабых мест конструкции и, наконец, набрать необходимую для выхода на летные испытания положительную статистику стендовых испытаний. Кроме перечисленных работ установка четырех двигателей вместо одного требовала перекомпоновки ракетных систем.

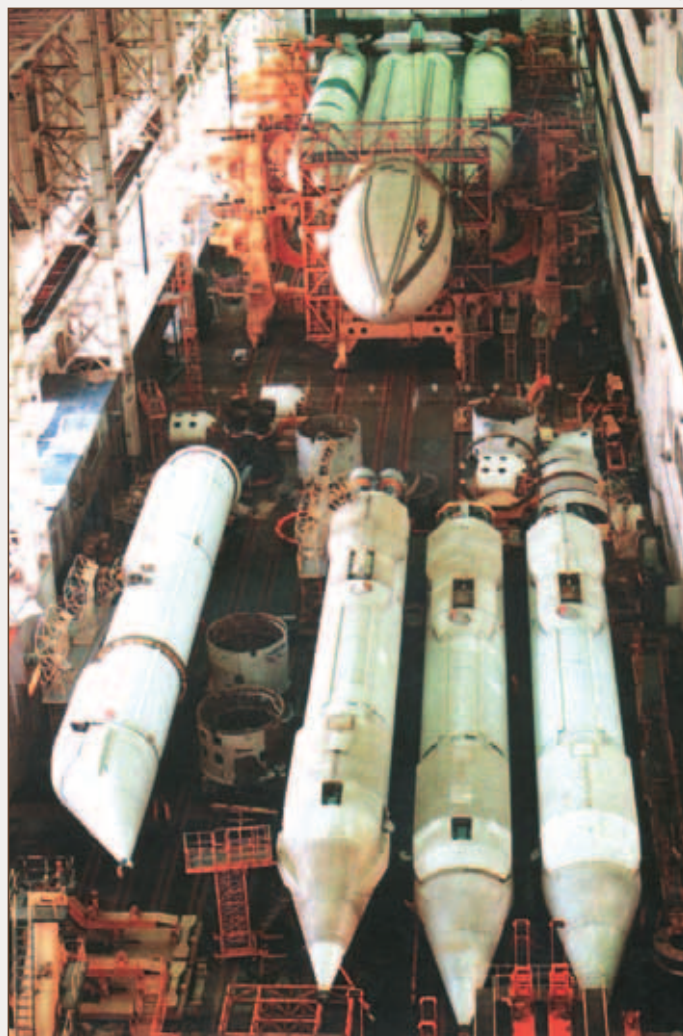
В то же время непредвзятому специалисту было очевидно, что двигатель РД-170 мог быть создан и для завершения его доводки требовалось явно меньше времени, чем для проведения работ с двигателем МД-185. В связи с этим, учитывая позицию как сторонников разработки двигателя РД-170, так и двигателя МД-185, в заключении комиссии предлагалось продолжить отработку двигателя РД-170 и начать подготовку производства двигателя МД-185.

Комиссия Лихушина работала на протяжении нескольких месяцев и за это время произошли события, оказавшие существенное влияние на дальнейшую отработку двигателя РД-170. Во-первых, проведением совместных работ сотрудниками КБ

Энергомаш и НИИТП на специально созданной установке была определена степень возгораемости в среде окислительного газа различных металлов и теплозащитных покрытий. Наиболее стойкие были использованы для изготовления лопаток турбины и деталей тракта генераторного газа. Дополнительно к этому в наиболее теплонапряженных местах было введено охлаждение жидким кислородом. Вторым событием явился перевод весной 1983 г. С.А. Афанасьева на должность министра тяжелого и транспортного машиностроения и назначение на его должность О.Д. Бакланова, работавшего до этого первым заместителем министра общего машиностроения. По сведениям, полученным от работников среднего звена МОМ, к этим перемещениям были причастны академики В.П. Глушко и В.Н. Челомей, обратившиеся в высшие партийные инстанции с просьбой оздоровить обстановку в системе министерства общего машиностроения.

С приходом на должность министра О.Д. Бакланова существенно изменился в КБ Энергомаш моральный климат. При достаточно жесткой требовательности новый министр проявил доверие к возможности отработки двигателя РД-170 и стремление оказать помощь для ускорения работ. Так, по его указанию ряду заводов министерства было поручено обеспечить поставку трудоемких деталей и узлов двигателя в целях сокращения сроков изготовления экспериментальных двигателей в КБ Энергомаш.

Так совпало, что ко времени назначения нового министра в конструкцию двигателя РД-170 были внедрены все ранее намеченные изменения. И на этот раз длительный поиск обеспечения работоспособности ТНА увенчался успехом. В мае 1983 г. впервые двигатель РД-170 отработал положенное время на номинальном режиме. Дальше в течение почти полутора лет шла шлифовка конструкции, устранение выявленных недостатков и накопление положительной статистики для перехода к этапу



Блоки первой ступени ракеты-носителя "Энергия" в сборочном цехе



Подготовка к пуску ракеты-носителя "Зенит"

официальных испытаний двигателя в составе ступени РН "Зенит" на стенде в НИИХиммаш в Загорске.

Заключение о готовности двигателя к этим испытаниям было поручено подготовить комиссии под председательством академика В.С. Авдеевского. А какое заключение мог дать самый яростный противник разработки двигателя РД-170? Несмотря на успешную работу нескольких экземпляров двигателей, Авдеевский продолжал утверждать, что ЖРД с окислительной схемой малонадежны и что для подтверждения работоспособности РД-170 требуется набрать положительную статистику в несколько десятков стендовых испытаний. Неожиданно он нашел поддержку в КБ "Южное". Неожиданно, так как до этого генеральный конструктор этого КБ В.Ф. Уткин всецело поддерживал В.П. Глушко в его заверениях, что двигатель РД-170 будет отработан. И вдруг он согласился с позицией В.С. Авдеевского о преждевременности начала испытания РД-170 в составе ступени. Видимо сработал синдром предыдущей аварии в июне 1982 г. с разрушением уникального стенда. Заключение о недостаточной отработанности двигателя в октябре 1984 г. было направлено для утверждения министру О.Д. Бакланову. Однако после обсуждения ситуации с В.П. Глушко, В.Я. Лихушиным, Ю.А. Мозжориним и другими видными учеными министерства, а также заручившись поддержкой Д.Ф. Устинова, Бакланов принял волевое решение о проведении испытания в составе первой ступени РН "Зенит".

Такое испытание было успешно проведено 1 декабря 1984 г. Это была победа, полная и безоговорочная. Конечно, к работе отдельных узлов и агрегатов двигателя имелся длинный перечень мелких замечаний, подлежащих устране-

нию, но двигатель работал, обеспечивал основные характеристики и требования технического задания. Пройдет еще почти полгода и двигатель 13 апреля 1985 г. успешно отработает при первом пуске РН "Зенит".

Сразу же после штатного выключения двигателя второй ступени, который также был разработан в КБ Энергомаш, к В.П. Радовскому, находившемуся в это время на космодроме Байконур, стали подходить участники запуска с поздравлениями. Подошел и С.А. Афанасьев, который по его просьбе был включен в правительственную делегацию на пуск РН "Зенита". Он обнял Радовского, дважды поцеловал и извинился, что доверился мнению той части ученых, которые не верили в возможность создания двигателя РД-170. Это поздравление и извинение, по воспоминаниям Радовского, добавили ему радостных эмоций и даже стало немного грустно, что теперь Афанасьев занимается делами другого министерства. Праздничное настроение проходит быстро, и снова бесконечной чередой тянутся трудовые будни. Но теперь уже нет безысходной унылости прежних лет. Через полгода, в ноябре 1985 г. было успешно проведено стендовое испытание двигателя в составе блока "А" РН "Энергия". Это испытание давало "зеленый свет" началу летных испытаний всего комплекса РН "Энергия". Однако высокие требования по надежности запусков РН "Энергия" потребовали дополнительной стендовой и летной, в составе РН "Зенит", отработки двигателя РД-170. На это ушло еще полтора года, и 15 мая 1987 г. состоялась первый пуск сверхмощной космической ракеты "Энергия". Второй пуск РН "Энергия" с комическим самолетом "Буря" был успешно осуществлен 15 ноября 1988 г.

На этом работы по совершенствованию конструкции двигателя РД-170 не завершились. Были еще аварийные ситуации и при стендовых испытаниях, и при пусках РН "Зенит". Велись и запланированные ранее работы, связанные с обеспечением многократного использования двигателей: вначале до 4 раз сверх сдаточного контрольно-технологического испытания, потом до 10 раз, а затем до 17 раз. Максимальное количество на одном экземпляре двигателя составило 21 испытание. Здесь

уместно вспомнить, что кое-кто настойчиво твердил о невозможности вообще создать такой двигатель.

С великим сожалением отмечаем, что РН "Энергия", дважды продемонстрировавшая надежность своей работы, оказалась невостребованной. Зато РН "Зенит", создававшаяся в первую очередь как вспомогательное средство для отработки двигателя первой ступени для РН "Энергия", успешно эксплуатируется как по российским программам, так и по международной программе "Морской старт". А двигатель РД-170 стал базовой конструкцией для двухкамерного двигателя РД-180, устанавливаемого на американские космические ракеты "Атлас-3" и "Атлас-5", и однокамерного двигателя РД-191 для отечественных космических систем "Ангара" и "Байкал".

Так идея В.П. Глушко о создании ракетного двигателя, который будет многие годы обеспечивать космические программы, получила свое практическое воплощение. **П**



Двигатель РД-171 первой ступени РН "Зенит-2" для программы "Морской старт"

25 сентября 2003 г. компания Lockheed Martin получила из России полный комплект конструкторской документации на двигатель РД-180. В недалеком будущем производство ключевых компонентов изделия начнется на заводе Pratt & Whitney во Флориде.

Комплект документов был доставлен в Уэст-Палм-Бич в офис фирмы RD AMROSS LLC - совместного предприятия Pratt & Whitney Space Propulsion (США) и НПО "Энергомаш" им. академика В.П. Глушко (Россия). Первая партия данных была получена в апреле, а заключительный комплект документов - в середине августа. Американские партнеры отмечают, что документация поставлена со значительным опережением графика и ее комплектация "превышает все ожидания".

"Это событие - существенный шаг вперед в наших обязательствах обеспечить уверенный доступ в космос и наладить американское производство РД-180, - заявил Роберт Монако, президент RD AMROSS. - Совместная работа российского и амери-

канского правительств, Lockheed Martin, НПО "Энергомаш", RD AMROSS и Pratt & Whitney дала возможность получить документы быстро и без сбоев".

"Получение заключительного комплекта конструкторской документации на РД-180 - основная веха программы Atlas, а ускорение этапа Mod 2 демонстрирует нашу приверженность обязательствам по производству [этого двигателя] в Америке, - сообщил Джим Спонник, вице-президент программ Atlas в компании Lockheed Martin Space Systems. - РД-180 доказал, что... его эффективность в составе систем Atlas III и Atlas V нельзя назвать иначе как выдающейся".

РД-180 - единственный кислородно-керосиновый ЖРД замкнутой схемы, используемый сегодня в США. В нем применены передовые технологии, включая отдельную предкамеру (газогенератор), одновальный ТНА, сферические фланцы без утечек и сварное двухстеночное сопло. До настоящего времени ракеты с РД-180 совершили шесть полетов при 100 %-ном успехе.



Теперь многие американские эксперты задают вопрос: "Если мы способны покупать российские двигательные технологии, то почему бы нам не покупать российскую пилотируемую космическую технику и тем самым сберечь деньги налогоплательщиков?"

ИНФОРМАЦИЯ

Фирма Boeing сообщила о начале разработки широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета 7Е7 "Дримлайнер". По расчетам, самолет поступит в эксплуатацию в 2008 г. Сначала это будет исходный вариант на 200 мест с дальностью полета 12 200 км, а в 2010 г. появится вариант на 250 мест с дальностью полета 14 800 км.

Окончательный облик самолета 7Е7 "Дримлайнер" будет утвержден в 2005 г. Тем не менее информацию о некоторых его характеристиках фирма решила опубликовать. Исходный 200-местный вариант самолета должен иметь максимальную взлетную массу 182...186 т, длина фюзеляжа составит 55,5 м, а размах крыла - 56,7 м. В экономическом классе кресла в салоне будут установлены по схеме 2 + 4 + 2. Ширина салона будет на 0,35 м больше, чем у аналогичных самолетов, что повысит уровень комфорта.

Самолет 7Е7 по топливной эффективности должен быть на 20 % лучше современных аналогичных самолетов. Для достижения заданных параметров фирма Boeing собирается тщательно выбрать силовую установку для нового самолета. Она подписала соглашения с фирмами General Electric, Pratt & Whitney и Rolls-Royce, которые должны представить свои предложения.

Фирма General Electric предлагает на основе двигателя GE90 разработать усовершенствованный ТРДД тягой в классе 29...32 тс, используя результаты НИОКР, посвященной созданию технологий для будущих двигателей. Перспективный ТРДД будет иметь облегченный корпус

вентилятора, изготовленный из композиционных материалов, вентилятор высокой производительности со стреловидными лопатками, интегрированный спрямляющий аппарат, кольцевую камеру сгорания с предварительным завихрением и усовершенствованную турбину низкого давления с "ультранизким коэффициентом заполнения".

Фирма General Electric также работает над обеспечением высоких экологических требований, которые заложила фирма Boeing для самолета 7Е7 "Дримлайнер". Уровень шума самолета, измеренный на местности в трех контрольных точках, должен быть на 26 дБ ниже требований главы 3 ИКАО, а уровень эмиссии окислов азота - на 60 % лучше современных ограничений.

Фирма Pratt & Whitney предлагает ТРДД тягой 27 тс с вентилятором диаметром 2,84 м. В конструкции двигателя планируется использовать усовершенствованный газогенератор, малоэмиссионную камеру сгорания и двухступенчатую турбину высокого давления. Двигатель будет иметь степень повышения давления 50 и степень двухконтурности 10. Полномасштабная разработка ТРДД может начаться в конце 2004 г. Осенью 2005 г. предполагается приступить к стендовым испытаниям, а через год после этого - к летным. Фирма Pratt & Whitney заявила, что до передачи двигателя в эксплуатацию объем стендовых и летных испытаний составит около 15 000 циклов.

Фирма Rolls-Royce планирует предложить для самолета 7Е7 двигатель тягой

27...32 тс, представляющий собой усовершенствованный вариант ТРДД Trent 900, предназначенный для самолета А380. В конструкции нового двигателя фирма намеревается использовать уменьшенную по размерам ступицу вентилятора, усовершенствованный компрессор промежуточного давления с двумя ступенями противоположного вращения, новую камеру сгорания и другие технические нововведения. Степень двухконтурности будущего ТРДД составит 10,5...11.

Фирма Rolls-Royce уделяет особое внимание снижению шума. В 2001-2002 гг. на самолете Boeing 777-200 были проведены летные испытания демонстрационного ТРДД Trent 500 с шевронными сопловыми аппаратами контуров вентилятора и газогенератора (программа ОДТ). Испытания показали, что шум струи вентиляторного контура удалось снизить на 13 дБ, а шум реактивной струи - на 4 дБ. Фирма полагает, что результаты программы РТВ могут быть использованы при создании нового ТРДД..

Фирма Boeing предполагает в 2004 г. из трех предложенных двигателей выбрать два для использования на самолете 7Е7.

Руководство фирмы рассчитывает на широкое международное сотрудничество по программе разработки самолета 7Е7. Во время визита в Москву исполнительного вице-президента аппарата председателя совета директоров фирмы Boeing в сентябре 2003 г. было сделано предложение российским фирмам принять участие в разработке самолета 7Е7.

ТАК НАЧИНАЛИСЬ ЖРД И РАКЕТЫ НА ЖИДКОМ ТОПЛИВЕ

Александр Николаев

"В сарае оглушающе треснуло, будто сломалось дерево... Задрожала земля. Над крышей сарая поднялся тупой нос и заволокся облаком дыма и пыли. Треск усилился. Черный аппарат появился весь над крышей и повис в воздухе, будто примериваясь. Взрывы слились в сплошной вой, и четырехсаженное яйцо наискось, как ракета, взвилось над толпой, устремилось к западу, шаркнуло огненной полосой и исчезло в багровом, тусклом зареве туч", - так описывал старт космического корабля на Марс писатель Алексей Толстой в романе "Аэлита". В принципе, и задолго до него многие авторы фантазировали об устройстве межпланетных кораблей, проделав путь от наивных аэростатов, наполненных газом *"в 37 раз более легким, чем водород"*, до сложной многоступенчатой ракеты, нередко крылатой. Важнейшей технической проблемой при описании подобных аппаратов являлся выбор типа двигателя. К началу двадцатых годов прошлого века у большинства "здравомыслящих космических мечтателей" (курьезное словосочетание, не правда ли) сомнений уже не оставалось - им мог стать только реактивный двигатель. Наибольшим по тогдашним временам энергобаллистическим совершенством обладал двигатель, работающий на жидком топливе. Оставалась "мелочь" - создать работоспособный образец ЖРД. Этим и занимались конструкторы трех стран в двадцатые-тридцатые годы прошлого века.

Американцы начинают...

В отличие от других пионеров ракетостроения американец Роберт Годдард не был романтическим мечтателем. Истинный сын своей страны, закоренелый прагматик, он интересовался только такими конструкциями, которые могли быть реализованы немедленно, и шел к цели как носорог, не сворачивая.

В 1912-1914 гг., став дипломированным инженером и доктором философии, Годдард разработал собственную теорию ракетного двигателя и получил патенты США на твердотопливный образец с автоматической подачей зарядов в камеру сгорания, а также на двухкомпонентный ЖРД с насосной подачей топлива. В части теории он повторил исследования, законченные Циолковским еще в 1903 г., но оставшиеся малоизвестными. В части практики он опередил всех. В марте 1922 г., после трехлетних экспериментов, Годдард начал стендовые испытания первого в мире ЖРД, работающего на бензине и жидком кислороде.

Потребовалось еще четыре года, чтобы создать ЖРД, пригодный для установки на ракете. Первый успешный полет такой ракеты, получившей название "Нэлл", был осуществлен 16 марта 1926 г. в штате Массачусетс. Впрочем, по нынешним меркам даже мальчишки из кружка "Юный техник" вряд ли были бы довольны: ракета массой 4,2 кг пролетела всего 56 м, поднявшись на высоту 12,5 м. Весь полет продолжался менее 3 с.

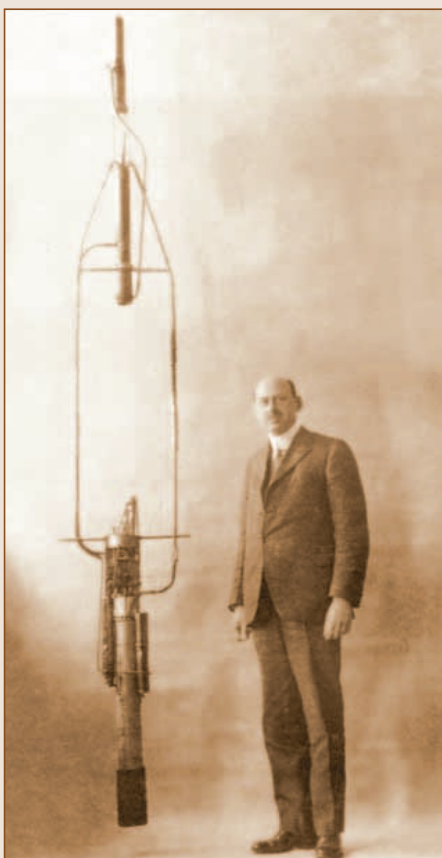
В дальнейшем, наряду с отработкой ЖРД, Годдард стал отрабатывать систему спасения полезной нагрузки. В июле 1929 г. очередная его ракета с барометром и термометром на борту поднималась аж на... 28 м. Годдард старался не афишировать свои эксперименты, но рано или поздно они попали в поле зрения газетчиков и обросли фантастическими подробностями. Пришлось давать письменные разъяснения: *"Я намеревался не делать какого бы то ни было заявления, но когда узнал, что во всех сообщениях важнейшее место отводится исключительно ракете для полета на Луну, которая якобы взорвалась в средних слоях атмосферы, то решил опубликовать следующее: "Испытание сегодня после полудня было лишь частью обширной программы экспериментов с ракетами,*

используемыми совершенно новое топливо. Не предпринималось никакой попытки достичь Луны или чего-нибудь другого, столь же эффективного... Испытание прошло успешно, в воздухе ничего не взрывалось, и не было причинено никакого ущерба..." На следующий день я опубликовал это же заявление, заменив лишь слова *"совершенно новое топливо"* на *"жидкое топливо"*.

Газетчики, сами того не подозревая, устроили неплохую рекламную кампанию разработкам Годдарда. В результате он довольно легко получил крупную финансовую помощь от фонда Гуггенхаймов и смог оснастить всем необходимым небольшой полигон в штате Нью-Мексико. Первая ракета, стартовавшая на полигоне 30 декабря 1930 г., смогла достичь высоты 600 м и развить скорость 800 км/ч. Выявилось, что для достижения больших высот ракету необходимо стабилизировать - эффективности простого оперения было уже недостаточно.

Конструктору пришлось заняться разработкой системы управления. Первоначально он опробовал простейшее маятниковое устройство, но оно оказалось неработоспособным. Затем Годдард первым в мире предложил осуществлять стабилизацию ракеты с помощью гироскопов, отклонявших в нужную сторону газовые рули. В апреле 1932 г. стартовала первая ракета с подобной системой управления, а в марте 1935 г. другая ракета взлетной массой 60 кг сумела набрать высоту 1500 м. В мае того же года очередная новинка забралась на 2250 м.

В конце 1935 г. профессор Годдард сделал сообщение на заседании научного общества и показал кинофильм, снятый в ходе испытаний ракеты. Помимо огромного успеха, достигнутого настоящим конструктором, фильм наглядно демонстрировал всю степень несовершенства его ЖРД: пары бензина периодически догорали за срезом сопла, выдавая себя вспышками и хлопками. Зато система стабилизации работала отменно, уверенно возвращая пытавшуюся "завалиться" ракету на восходящую ветвь траектории. В ракетах образца 1935 г. Годдард применил смешанную систему подачи топлива: бак кислорода подавался системой наддува, а горячее подавалось минитюрным центробежным насосом.



Роберт Годдард у одной из своих ракет с двигателем, расположенным в ее головной части

Опередив всех зарубежных соперников на старте, во второй половине тридцатых годов прошлого столетия Годдард постепенно начал сдавать позиции. Это объяснялось отсутствием реальной государственной поддержки, становившейся совершенно необходимой по мере усложнения работ и увеличения их стоимости. В период с 1914 по 1940 г. американский конструктор получил 83 патента на изобретения в области ракетной техники. После его смерти на основе архивных материалов на имя Годдарда зарегистрировали еще 131 патент. Но реального значения для промышленности, науки и обороноспособности Америки его изобретения не имели. После нападения Японии на США Годдард предложил свои услуги авиации ВМС и некоторое время работал в Аннаполисе над созданием стартовых ускорителей для самолетов, стартующих с авианосца. Незадолго до окончания Второй мировой войны, 10 августа 1945 г., после неудачной операции он умер.

Наследие Годдарда оказалось востребованным гораздо позднее, когда речь зашла о приоритетах при освоении космоса. Усилиями американской пропагандистской машины из него сделали культовую фигуру. При жизни не пользовавшийся известностью, после смерти Годдард стал национальным героем. Его именем назван Центр управления космическими полетами NASA, изданы полные собрания сочинений, регулярно отмечаются важнейшие вехи его жизни. Однако современное американское ракетостроение в гораздо большей степени обязано немцу Вернеру фон Брауну.

Немецкий след

Одним из основоположников ракетостроения в Германии является профессор физики Герман Оберт, опубликовавший в 1923 г. небольшую книгу под названием "Ракета и межпланетное пространство". В те далекие годы он рискнул заявить, что *"современное состояние науки и технических знаний позволяют строить аппараты, которые смогут подниматься за пределы земной атмосферы... Эти аппараты можно будет строить таким образом, что они смогут нести людей"*. Одна из первых конструкций, предложенных Обертом, представляла собой двухступенчатую ракету, которая подобно матрешке содержала вторую ступень внутри первой. По мысли Оберта, обе ступени должны были оснащаться ЖРД: первая - работающим на спирте и жидком кислороде, а вторая - на сжиженных водороде и кислороде. Предусматривалась вытеснительная система подачи компонентов топлива с давлением в баках порядка 18...23 кгс/см², что предопределяло относительно большую толщину их стенок и значительную массу. Оберт полагал, что двухместная ракета, предназначенная для полета на земную орбиту, могла бы иметь массу около 290 т, а ее высота сравнялась бы с высотой четырехэтажного дома (напомним читателю, что масса первой в мире советской ракеты-носителя Р-7 составляла 283 т, а ее длина - 31,4 м).

Но начинать предстояло с гораздо более простых ракет. В 1928 г. Оберт предложил продюсерам и режиссеру фантастического фильма "Женщина на Луне" Ф. Лангу профинансировать рекламный трюк - запуск ракеты с ЖРД накануне премьеры фильма. Первоначально небольшая ракета, названная "Кегельдюз", должна была оснащаться бензиново-кислородным ЖРД. В процессе работы Оберт изменил конструкцию и ракеты, и двигателя. В частности, в качестве топлива он решил использовать углеродсодержащие шашки, погруженные в жидкий кислород. Горение началось в верхней части столбика шашек. Здесь же, в головной части ракеты, размещались и реактивные сопла. Таким образом, Оберт отказывался от баков под давлением (уменьшалась их масса) и надеялся обеспечить статическую устойчивость аппарата. Однако довести ракету в установленные сроки Оберту

не удалось. Кинокомпания опубликовала заявление о том, что запуск ракеты откладывается на неопределенное время.

Еще в 1927 г. в небольшом немецком городке Бреславле было основано "Общество межпланетных сообщений", членом которого являлся и Оберт. Руководителям "Общества" удалось убедить хозяев кинокомпании, снимавшей "Женщину на Луне", безвозмездно передать энтузиастам-ракетчикам недостроенный аппарат Оберта и кое-какое оборудование. Кроме того, они смогли привлечь на свою сторону директора Государственного химико-технологического института доктора Риттера. По результатам испытаний двигателя "Кегельдюз" доктор Риттер официально удостоверил тот факт, что *"23 июля 1930 г. двигатель... исправно работал на протяжении 90 с, израсходовав 6 кг жидкого кислорода и 1 кг бензина и развив при этом тягу около 7 кгс"*. В проведении испытаний ЖРД принял участие молодой студент Вернер фон Браун. Получив определенную поддержку от частных лиц, впечатленных первыми успехами, "Общество" приобрело в предместьях Берлина земельный участок площадью около 5 км² и развернуло на нем первый в мире ракетный испытательный полигон, названный "Ракетенфлюгплац". Здесь же в небольшой мастерской энтузиасты-ракетчики приступили к изготовлению очередного варианта ракеты (она называлась "Мирак" - сокращение от немецкого Minimumrakete).

Как и следовало ожидать, первые летательные аппараты с ЖРД либо взрывались на старте, либо отказывались лететь туда, куда этого хотели их создатели. Опыт приходил к конструкторам по крохам, но он был бесценен. Прежде всего Оберт и его помощники осознали, что живучесть ЖРД, непрерывно работающего на протяжении нескольких минут, нельзя обеспечить, если не охладить камеру сгорания и сопло. Если первые образцы обертовских ЖРД изготовлялись из стали, то очередной, оснащенный системой водяного охлаждения, был выполнен из... алюминия, отличающегося хорошей теплопроводностью. При сухой массе 85 г такой двигатель на испытаниях устойчиво работал, поглощая ежесекундно 160 г топлива (бензин и жидкий кислород) и развивая тягу 32 кгс.

На том же "Ракетенфлюгплац" в 1931-1933 гг. испытывались ракеты серии "Репульсор" с ЖРД конструкции Оберта. Первая из них стартовала 14 мая 1931 г., угодив в крышу здания, расположенного неподалеку от места старта. Отразившись от крыши, ракета снова устремилась в небо, выполнила петлю, а затем врезалась в землю с работающим двигателем. Максимальная высота, на которую смог подняться "Репульсор-1", не превысила 60 м при расчетном значении порядка 500 м.

Исследуя останки погибшей ракеты, конструкторы обнаружили прогар боковой стенки камеры сгорания, что неминуемо должно было привести к возникновению боковой силы, закрутившей ракету. *"Нужно усилить охлаждение двигателя"*, - решили они и тут же взялись за изготовление "Репульсора-2". Помимо модернизированной силовой установки, он отличался наличием стабилизаторов.

Увы, и вторая ракета, запущенная 23 мая 1931 г., не пожелала лететь в зенит, а, набрав высоту 60 м, перешла в практически горизонтальный полет, едва не вылетев за пределы полигона. Зато максимальная горизонтальная дальность превысила 600 м. "Репульсор-2" закончил свой путь в ветвях высокого дерева. Восстановлению он не подлежал.

Упрямые немцы взялись за изготовление третьей ракеты. На этот раз ставка делалась на длинные направляющие, ограничивавшие возможность углового перемещения "Репульсора-3" на начальном этапе разгона. Ракету оснастили системой спасения с парашютом, который должен был вводиться в действие пиротехническим устройством с соответствующим временем замедления. Невинка подвела создателей ракеты: двигатель еще не завершил ра-



Герман Оберт в Звездном городке (1980 г.)

боту, когда по неясной причине парашют раскрылся на высоте 450 м... и тут же разлетелся в клочья. По инерции ракета набрала еще метров двести и стала падать, набирая скорость. Она также нашла свой конец на дереве, причем всего в нескольких метрах от места гибели "Репульсора-2".

За четыре года экспериментов с "Ракетенфлюгплаца" взлетело 87 ракет, там же было произведено 270 запусков различных образцов ЖРД на стенде. С приходом Гитлера к власти в конце 1933 г. работы общества были постепенно свернуты. Некоторые энтузиасты ракетной техники не захотели сотрудничать с нацистами и эмигрировали. Но были и другие, которые попытались наладить сотрудничество с новой властью. Так, конструктор "Репульсоров" инженер Небель направил в управление вооружений рейхсвера секретный меморандум "о дальнбойной ракетной артиллерии". На армейском полигоне в Куммерсдорфе был осуществлен запуск очередного варианта ракеты, но результаты военных не удовлетворили: в их глазах 60-килограммовый "Репульсор" оставался игрушкой.

Впрочем, и сами энтузиасты "Общества межпланетных сообщений" осознавали необходимость создания более крупной ракеты. Еще в 1932 г. началось проектирование двух образцов. Первый из них предполагали оснастить ЖРД тягой 600 кгс, с помощью которого планировалось забросить на высоту около 1 км человека! В верхней точке траектории пилот должен был покинуть головную часть ракеты и приземлиться на парашюте. Второй образец представлял собой уменьшенный прототип большой ракеты с ЖРД тягой 200 кгс. В июне 1933 г. предпринималось несколько попыток осуществления запуска такой уменьшенной ракеты, но все они завершались неудачно. Вначале двигатель не выдавал требуемой тяги, затем начались неприятности с наземным оборудованием. Наконец, ЖРД развил нужную тягу, ракета заскользила по направляющей и тут... заклинил один из роликов, ракета вырвала направляющую из основания и, естественно, развернулась. Далее полет проходил горизонтально над головами испуганных экспериментаторов. Пролетев около 300 м, ракета ударила о землю и разрушилась.

Неудачи "Общества" и его преимущественная ориентация на достижение научных, а не утилитарно-военных задач привели к его закрытию. Возможно, свою роль сыграла своеобразная конкуренция. Дело в том, что летом 1932 г. в Германии сформировался альтернативный исследовательский центр, занявшийся созданием ракет военного назначения под эгидой отдела баллистики и боеприпасов управления вооружений рейхсвера. Возглавил экспериментальную станцию "Куммерсдорф-Запад" артиллерийский капитан Вальтер Дорнбергер, а его ближайшими сподвижниками стали молодой конструктор ракет Вернер фон Браун и двигателест Вальтер Ридель.

Первенец куммерсдорфских ракетчиков получил наименование "Агрегат-1", или просто А-1. Ракетный снаряд длиной 1,4 м и ди-



Вальтер Дорнбергер (второй справа) доволен - генерал Тодт (слева от него) обещает быстро построить сотни позиций для запуска ракет А-4

аметром 0,3 м при стартовой массе 150 кг оснащался ЖРД тягой 300 кгс. Последний работал на спирто-водяной смеси и жидком кислороде, система топливоподдачи была вытеснительной (азотом из баллона). Любопытную систему стабилизации предложил сам Дорнбергер. Перед запуском боевая часть массой около 40 кг раскручивалась с помощью электромотора (обмотки ротора были в нее встроены) и в дальнейшем выполняла роль массивного силового гироскопа. Собственно двигательная часть ракеты с баками и трубопроводами не вращалась.

Затем были спроектированы и изготовлены две более крупные ракеты типа А-2, для которых создавался двигатель тягой 1000 кгс. Их не рисковали запускать в Куммерсдорфе (полигон размещался неподалеку от Берлина), а перевезли на остров Боркум. Оттуда обе ракеты благополучно стартовали, причем вторая смогла достичь высоты 2000 м. Дело принимало серьезный оборот. Для третьего "агрегата" Ридель спроектировал двигатель тягой 1500 кгс. В марте 1936 г. Куммерсдорф посетил командующий сухопутными войсками генерал Фрич. Ему показали "товар лицом", после чего ассигнования на разработку ракет заметно увеличились. В том же году было принято решение перенести исследовательский центр Дорнбергера на остров Узедом в Балтийском море. Лесистая часть острова была отдана под станцию "Пенемюнде-Восток" (руководитель - Дорнбергер), а равнинная северная часть впоследствии стала полигоном для отработки крылатых самолетов-снарядов фирмы "Физелер" по эгидой люфтваффе и получила наименование "Пенемюнде-Запад" (технический руководитель - Фриц Госслау).

"Агрегат-3" стал первым образцом ракеты, испытанным в Пенемюнде осенью 1937 г. Масса А-3 превышала 750 кг, ее длина составляла 6,5 м, а диаметр - 0,7 м. Впервые в мире для стабилизации ракеты в полете использовалась гироскопическая платформа с акселерометрами. Газовые рули, изготовленные из молибдена, приводились в движение электрическими сервомоторами. Окислителем служил жидкий азот, который переводился в газообразное состояние путем пропускания тока через встроенную в бак группу электрических резисторов. В ходе испытаний трех ракет А-3 их ЖРД и системы подачи топлива работали вполне прилично, но новая система стабилизации регулярно подводила. Подчеркнем важный факт: осенью 1937 г. немецкие специалисты создали и испытали работоспособный ЖРД тягой 1500 кгс. С этого момента их первенство в разработке тяжелых ракет дальнего действия стало бесспорным.

Но все остальное человечество узнало об успехах германских ракетчиков позднее, в связи с так называемой системой "Фау-2" ("оружие возмездия, второй тип" - так нарекло ее ведомство Геббельса), которая при разработке носила наименование А-4. На этапе технического задания ее основные данные выглядели следующим образом: масса боевой части 1 т (отталкиваясь от этого числа, производились все остальные расчеты), дальность полета 260 км, масса ракеты 12 т, тяга двигателя 25 тс. Относительно небольшая дальность полета предполагала, что пусковые установки будут размещаться неподалеку от линии фронта, следовательно, они должны были стать подвижными. Максимально допустимые габариты определялись размерами тоннелей и стандартных железнодорожных платформ.

Обоснование характеристик ракетной системы А-4 было закончено еще в 1938 г., но шаг, который следовало совершить для ее создания, был слишком велик. Чтобы "не разорвать штаны" пришлось сконструировать и испытать "промежуточную" ракету А-5, на которой отработывался ряд систем, в том числе инерциальная (с коррекцией по радио на активном участке полета) система управления. Ракета А-5 была скромнее по габаритам (длина 6,85 м, диаметр корпуса 0,67 м), имела менее мощный двигатель (1500 кгс) и соответственно меньшую стоимость.

Первый баллистический пуск А-5 осуществили осенью 1938 г., а в 1939 г. приступили к отработке системы управления. Интересно, что немцы сумели создать и систему спасения ракеты с помощью последовательного вводимых в поток вытяжного и основного парашютов. Установившаяся скорость снижения аппарата с опустевшими баками составляла всего 14 м/с, поэтому некоторые ра-



Отработка ракеты А-4 в Пенемюнде

кеты типа А-5 удавалось восстанавливать и запускать повторно. Всего было осуществлено 25 пусков таких ракет. В ходе одного из пусков А-5 продемонстрировала максимальную дальность полета, равную 17 км. С целью отработки аэродинамической формы ракеты в исследовательском центре построили сверхзвуковую аэродинамическую трубу с максимально достижимым числом $M=4,5$. Часть экспериментов производили, сбрасывая макеты ракет с самолета He 111.

Летом 1942 г. был изготовлен первый летный экземпляр "большой" ракеты А-4. В головной части размещался боевой заряд, содержащий 750 кг низкочувствительного к нагреву взрывчатого вещества - аматола. Далее следовал приборный отсек, а ниже его - баки с 75-процентным этиловым спиртом (3,87 т) и жидким кислородом (4,96 т). Пространство между корпусом ракеты и поверхностью баков заполнялось тканью из стекловолокна. В хвостовой части ракеты размещался ЖРД с турбонасосным агрегатом, аэродинамические стабилизаторы и рули с приводами управления. Общая длина ракеты превышала 14,3 м при диаметре 1,65 м, а взлетная масса составляла 12,84 т.

Большие размеры ракеты исключали возможность использования вытеснительной системы подачи топлива. Мощный ЖРД тягой 27 тс на установившемся режиме требовал ежесекундной подачи 190 л спирта и жидкого кислорода. Для нормальной работы ему требовался высокопроизводительный насос с автономным приводом. Такой насос для подачи компонентов топлива по заданию фон Брауна спроектировали конструкторы предприятия, выпускавшего пожарное оборудование. Из-за ограничений по массе и габаритам привод для насосов сделали турбинным, работающим на парогазе, который получали путем разложения концентрированной перекиси водорода в присутствии катализатора - перманганата калия. Весь узел турбонасосного агрегата (ТНА), который имел мощность 680 л.с. при частоте вращения турбины 5000 об/мин, отработывался фирмой "Г. Вальтер КГ" в Киле.

Запуск ракеты А-4 производился следующим образом. Вначале ЖРД выводился на так называемую "предварительную" ступень тягой 6,8 тс. Топливо при этом подавалось к форсункам самотеком из баков. Убедившись в нормальной работе систем, стартовый расчет подавал команду на запуск парогазогенератора и раскрутку

ротора ТНА. Примерно за 3 с турбонасосный агрегат выходил на режим, а тяга двигателя увеличивалась до номинальной. Стабилизация ракеты на этапе запуска, пока ее скорость оставалась относительно небольшой, производилась с помощью газовых рулей. По мере разгона эффективность аэродинамических рулей росла, и до высоты 10...15 км ракета управлялась ими. Затем плотность воздуха становилась недостаточной, и основную роль вновь играли газовые рули. Приблизительно на 22...25 с полета А-4 преодолела звуковой барьер, на 54...58 с прекращал работу ЖРД. Измерив боковое отклонение от расчетных значений, наземная радиотехническая система выдавала на борт А-4 сигнал коррекции по курсу. Сигнал отсечки подачи топлива (управление по дальности) также передавался по радио, но позднее в систему управления ввели интегрирующий акселерометр. После прекращения работы ЖРД ракета продолжала полет по баллистической траектории, преодолевая расстояние порядка 300 км. Подрыв боевой части ракеты производился электрическим взрывателем на высоте около 3 м над поверхностью цели.

Огневая отработка двигателя ракеты А-4 была начата в марте 1940 г., тогда же Вернер фон Браун оптимистично пообещал, что первый пуск А-4 можно будет осуществить еще до конца 1941 г. Но даже осуществленная в марте 1942 г. попытка запуска ракеты закончилась взрывом на стартовом столе. До конца 1942 г. лишь один раз А-4 полностью выполнила полетное задание. Несмотря на это министр вооружений Альберт Шпеер сумел убедить Гитлера в необходимости продолжения работ и расширении финансирования. Летом 1943 г. фюрер лично посетил Пенемюнде, однако особого восторга не выказал. Впрочем, после неудачи наступления в районе Курска и высадки союзников в Сицилии его точка зрения переменялась. 17 августа 1943 г. английское Бомбардировочное командование осуществило массированный налет на Пенемюнде, в ходе которого было убито свыше 700 специалистов центра и уничтожено ценное оборудование. Оценив "испуг" англичан по-своему, Гитлер приказал в кратчайшие сроки развернуть строительство подземного завода "Миттельверке Гмбх" (неподалеку от Нордхаузена) с месячной производительностью 950 ракет. В ноябре 1943 г. на территории Польши была развернута первая войсковая ракетная батарея, занимавшаяся войсковыми испытаниями А-4.

Впервые боевые пуски ракеты А-4 были осуществлены по Парижу 5 сентября 1944 г. Затем немецкие ракетчики переключились, главным образом, на Лондон, обстреливая его с расстояния 300...320 км. Но самый большой ущерб от германских ракет был нанесен Антверпену, на который обрушилось 1265 снарядов (в Лондон угодили 517 А-4, а на всей территории Великобритании упало не менее 1054 таких ракет). Изготовив около шести тысяч А-4, немцы успели применить по назначению не более половины.

(Продолжение в следующем номере).



Результат попадания баллистической ракеты А-4 в одно из лондонских зданий

ДОЛГИЙ ПУТЬ СОЗДАНИЯ СЕМЕЙСТВА ТАНКОВЫХ ДИЗЕЛЕЙ ТИПА 2В

Александр Ефремов, ведущий научный сотрудник 38 НИИИ МО РФ, к.т.н.

Вскоре после Великой Отечественной войны советские двигателистроители приступили к активной разработке двухтактных дизелей и газотурбинных двигателей, предназначенных для установки в новые образцы БТ. Кроме того, продолжалось совершенствование четырехтактного дизеля типа В-2, созданного в довоенное время для танков Т-34 и БТ-7.

В пятидесятые годы минувшего века в отечественном танкостроении образовались три направления развития, что, как показала жизнь, привело к созданию трех типов танков с конструктивно различными двигателями (четырёхтактным дизелем, двухтактным дизелем и ГТД), но с практически равными боевыми возможностями. Кроме того, для легкобронированной техники (БМП, БМД) был разработан четырехтактный дизель типа УТД.

К концу шестидесятых годов стало очевидным, что в двигателестроении начался процесс разунификации. Этому способствовало отсутствие в стране единой системы управления производством двигателей. Для танков и БМП (БМД) дизельные двигатели выпускались четырьмя министерствами, позже к ним присоединилось министерство авиационной промышленности, занимавшееся созданием ГТД.

В сложившейся ситуации пример широкого применения семейства дизелей типа В-2 (почти на 70 образцах военной техники) убедительно свидетельствовал о целесообразности разработки нового единого семейства унифицированных двигателей, обладавшего более высоким техническим уровнем по сравнению с В-2.

В целях ограничения многотипности двигателей, имеющих близкие по значению характеристики, в 1970 г. вышло постановление ЦК КПСС и Совмина СССР "О проведении опытно-конструкторских работ по созданию семейства унифицированных многотопливных поршневых двигателей для перспективных танков и боевых машин пехоты".

Основным исполнителем, которому поручалась разработка нового семейства, было определено головное специализированное КБ по дизелям (ГСКБД) Челябинского тракторного завода (ЧТЗ). Заметим, что именно в Челябинске после эвакуации в 1941 г. моторного завода из Харькова до настоящего времени (на ОАО "ЧТЗ") выпускаются четырехтактные двигатели на базе безнаддувного дизеля типа В-2 (первоначальной мощностью 450 л.с.). Сегодня глубоко модернизированные дизели этого семейства выпускаются под маркой В-84 (840 л.с.) с наддувом от приводного центро-

бежного нагнетателя для танков Т-72 и В-92 (1000 л.с.) с газотурбинным наддувом для танков Т-90.

В соответствии с указанным постановлением Челябинский завод начал разработку семейства четырехтактных многоцелевых дизелей 2В размерностью 150/160 мм (диаметр цилиндра / ход поршня) с диапазоном мощности 300...1600 л.с. Типоразмерный ряд включал четыре образца: шести- и восьмицилиндровые двигатели с оппозитным (горизонтальным) расположением цилиндров, а также 12- и 16-цилиндровые (четырёхблочные) двигатели с Х-образным расположением цилиндров. Последние две модели представляют собой сочетание двух V-образных двигателей, работающих на общий вал. Базовым двигателем семейства являлся 16-цилиндровый образец.

Характерными особенностями двигателей семейства 2В являются:

- компактность и малые габаритные размеры, обеспечивающие удобство компоновки двигателей и возможность их установки в разнообразие боевые и транспортные машины (например, объем 16-цилиндрового образца составляет 1,06 м³, 12-цилиндрового - 0,86 м³, в то время как двигатели В-84, В-92 имеют объем, равный 1,2 м³);
- высокий уровень унификации внутри семейства с обеспечением взаимозаменяемости деталей при капитальном ремонте;
- полная динамическая уравновешенность, обеспечивающая возможность использования двигателей с трансмиссиями любых типов, а также блочную установку двигателей в моторно-трансмиссионное отделение (МТО) с передним нижним или верхним креплением блока;
- жесткая силовая схема блок-картера;
- умеренный уровень силовой и тепловой напряженности при высокой удельной мощности;
- высокая технологичность конструкции.

В конструкции двигателей семейства 2В применены прогрессивные технические решения, улучшающие их эксплуатационные качества, в частности:

- газотурбинный наддув;
- охлаждение наддувочного воздуха;
- подогрев воздуха при холодном пуске;
- многотопливность.

Выбор однородных материалов для изготовления ряда важнейших узлов (блок-картера, подшипников, коленвала) позволил обес-

Технические данные двигателей семейства 2В

Показатели	2В-06-2	2В-08	2В-12-2	2В-16-2
N _e в стендовых условиях, л.с.	460	615	1010	1200
N _e в объектовых условиях, л.с.	400 (300...600)	550 (400...800)	900 (600...1200)	1070 (800...1600)
Максимальная частота вращения вала, об/мин	13,5			
Минимальная частота вращения вала, об/мин	не более 0,16 % (под нагрузкой)			
Максимальный крутящий момент, кг·м	145	210	344	408
Удельный расход топлива в стенд. условиях, г/л.с.·ч	165			
Удельный расход топлива в объектовых условиях, г/л.с.·ч	185			
Расход масла	не более 2 % от расхода топлива			
Рабочий объем, л	16,95	22,6	34,7	45,55
Степень сжатия	13,5			
Коэффициент пропуска пыли	не более 0,16 % (под нагрузкой)			
Габариты, мм				
длина	1370	1390	1245	1500
ширина	920	1146	830	906
высота	522	600	800	770
Габаритная мощность, л.с./м ³	454...910	500...1000	705...1410	745...1510

печить пуск двигателя без подогрева картера при низких температурах. Другим важным достоинством двигателей семейства 2В является низкий уровень шума и вибраций.

Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР 1970 г. было предусмотрено использование двигателей семейства 2В также и в народном хозяйстве. Заложенные в конструкцию двигателей запасы прочности позволяли это сделать, что способствовало существенному снижению их стоимости при серийном изготовлении.

Семейство 2В получило широкую поддержку со стороны специалистов и заинтересованных организаций. Начало его разработки было очень удачным. В соответствии с предъявленными требованиями первые образцы 16-цилиндровых двигателей (2В-16-1) разрабатывались в 1976-1977 гг. в расчете на получение мощности 1000 л.с. Однако двигатель такой мощности в то время оказался невостребованным. Затем была задана разработка двигателя мощностью 1200 л.с. (2В-16-2). После проведения в 1985 г. межведомственных испытаний, которые двигатель 2В-16-2 успешно выдержал, ...он вновь оказался никому не нужен. Утвержденную к серийному производству конструкторскую документацию сдали в архив.

Главные причины невостребованности двигателя 2В-16-2 состояли в следующем. Во-первых, этот двигатель рассматривался лишь в качестве резервного варианта для танка Т-80, в то время как в качестве основного был выбран газотурбинный двигатель ГТД-1000Т мощностью 1000 л.с. С этим двигателем танк Т-80 и был принят на вооружение в 1976 г. В дальнейшем приоритетное внимание уделялось повышению мощности танкового ГТД. Вначале она была повышена до 1100 л.с., а затем и до 1250 л.с.

Во-вторых, на протяжении всего периода разработки 2В-16-2 руководство министерства тракторного и сельскохозяйственного машиностроения, к которому относился ЧТЗ, серьезно не задумывались об организации серийного производства двигателя. Разработчикам двигателя не удалось организовать его выпуск ни в министерстве оборонной промышленности, ни в других министерствах.

Сразу же после закрытия работ по двигателю 2В-16-2 военным заказчиком была задана разработка унифицированного моторно-трансмиссионного отделения для танков типа Т-72, Т-64, Т-80 с 12-цилиндровой моделью двигателя 2В-12-2 мощностью 1200 л.с. (равной мощности 16-цилиндрового образца). Недостаточная продуманность такого решения вскоре стала очевидной. Двигатель не нашел места даже в танке Т-72 при его модернизации, хотя применительно к нему собственно и создавался (не говоря уже о силовой установке танков Т-64 и Т-80). Повторилась история, произошедшая с 16-цилиндровой моделью. Практически готовый 12-цилиндровый Х-образный дизель мощностью 1200 л.с., как и предшествующие модификации, оказался невостребованным. В качестве важнейшей причины этого выдвигались экономические соображения: стоимость модернизации Т-72 с заменой МТО оказалась столь велика, что более целесообразной сочли разработку совершенно нового танка. Однако двигатель мощностью 1200 л.с. для него был уже слишком слаб.

В этой связи произошла очередная смена ориентира в разработке двигателей семейства 2В с Х-образной схемой расположения цилиндров. Требования в отношении мощности повысились до 1500 л.с. и даже более. Естественно, это потребовало радикального изменения конструкции двигателя и решения целого ряда новых проблем. Разработка двигателей большой мощности семейства 2В продолжается. Вполне очевиден ее перманентный характер.

Несколько лучше сложилось положение с замыкающим семейство 2В 6-цилиндровым образцом. Двигатель 2В-06-2 (460 л.с.), как и двигатель 2В-16-2, в 1985 г. прошел межведомственные испытания. Применительно к этому двигателю были разработаны единые требования ЕТ-81. 2В-06-2 предназначался в качестве основного (единого) двигателя для бронированных машин легкой категории по массе (БМП, БМД и др.).

Однако эту роль ему сыграть не удалось. Из-за отсутствия налаженного серийного производства конструкторы не решились установить его в разрабатываемую боевую машину пехоты БМП-3. Эта боевая машина оснащена безнаддувным 10-цилиндровым дизелем УТД-29 (500 л.с.), который разрабатывался Барна-



Двигатель 2В-12-2 предназначался, в частности, для модернизации основных боевых танков Т-64, Т-72 и Т-80

ульским заводом транспортного машиностроения (ныне ОАО "Барнаултрансмаш") параллельно с двигателем 2В-06-2 в качестве резервного для машин легкой категории по массе. В отличие от ЧТЗ Барнаульский завод не только разработал двигатель, но и подготовил на своих площадях его серийное производство. Дизель УТД-29 оказался востребованным для БМП-3, которая в 1987 г. была принята на вооружение.

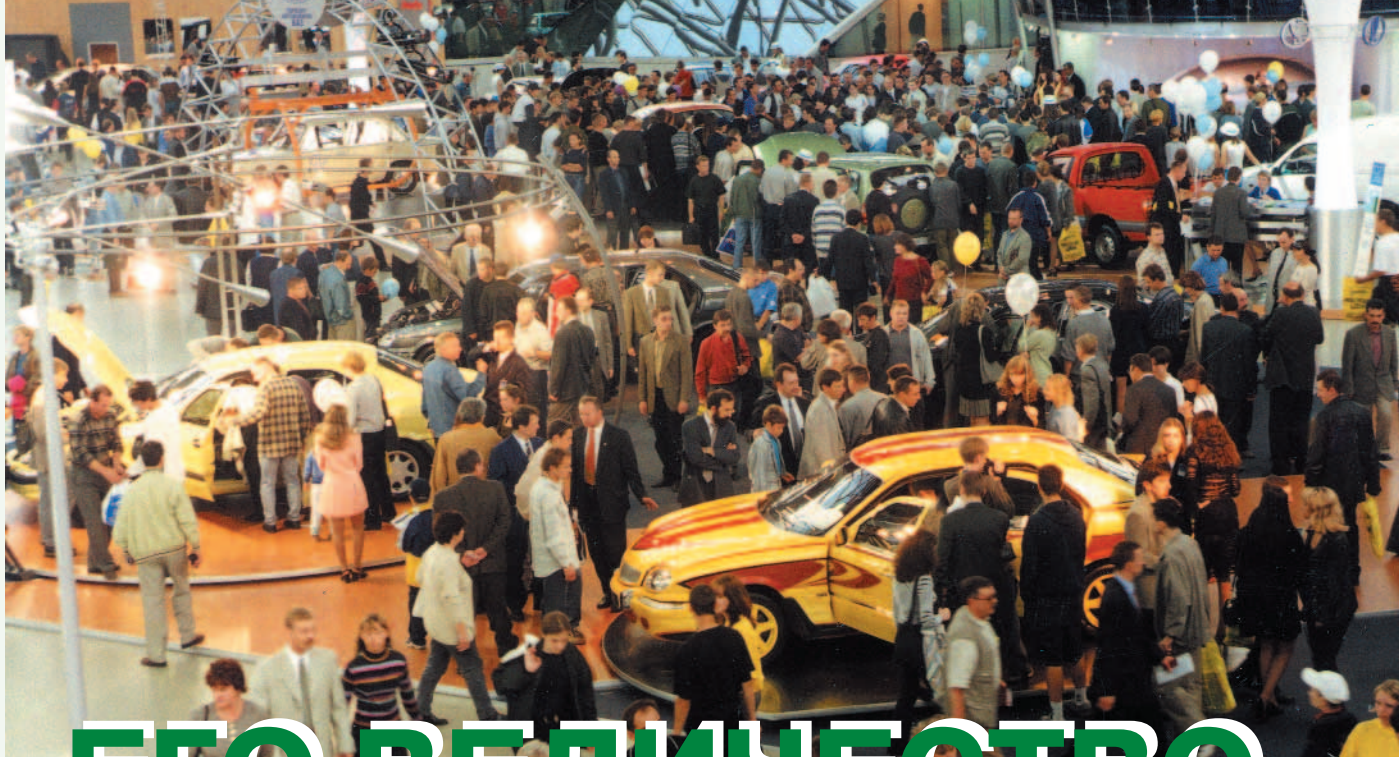
Двигатель 2В-06-2 нашел ограниченное применение в боевой машине десанта БМД-3, которая была принята на вооружение в 1990 г. Форсированная модель 6-цилиндрового образца семейства 2В - двигатель 2В-06-2С мощностью 510 л.с. установлен в колесный бронетранспортер "Росток". Таким образом, в настоящее время на отечественных бронированных машинах легкой категории по массе не удалось реализовать идею применения единого двигателя. Дизели семейства УТД продолжают использоваться и развиваться для боевых машин пехоты, а двигатели семейства 2В - для боевых машин десанта и бронетранспортеров.

Еще один образец семейства 2В - 8-цилиндровый двигатель 2В-08 до настоящего времени не был востребован. Предпринимались робкие попытки использования его на тракторах и комбайнах.

Таким образом, семейство дизельных двигателей 2В, стартовавшее в 1970 г., в настоящее время реализует только четвертую часть своих возможностей (6-цилиндровый вариант). В постоянной влотекущей разработке находится Х-образная модификация, к которой периодически предъявляются измененные требования. Однако закрывать эту разработку нецелесообразно, поскольку реальной альтернативы ей пока не видно. Напротив, необходимо изыскивать возможности для ускорения работ, связанных с двигателями семейства 2В. По своим техническим характеристикам и возможностям они вполне отвечают требованиям к двигателям двойного назначения. Слово за инвесторами. П



Двигатель 2В-06-2 устанавливается в мотоотсек боевой машины десанта БМД-3



ЕГО ВЕЛИЧЕСТВО - К.П.Д.

Евгений Бугаец, д.т.н.

"Ты куда, Одиссей, от жены, от детей?"

Слова из песни

(Продолжение. Начало № 1, 2, 4, 5, 6 - 2003)

4. ПОТЕРИ КИНЕТИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ ВРАЩЕНИЯ ВАЛА

Итак, химическая энергия топлива E_1 после ряда преобразований (см. "Двигатель" №2 - 2003) превратилась в желанную механическую энергию вращения вала E_4 . Казалось бы, конец мукам и потерям. Вперед, к нагрузке, например, к колесам. И, подобно Одиссею, автомобиль устремится в туманную даль. Но не тут-то было! Как Одиссею часть своей энергии приходилось тратить на семью, так и нам придется заметную часть энергии E_4 отдать на жизнеобеспечение двигателя. А иначе... двигатель не сможет работать. Судите сами.

4.1. Потери на подготовительные фазы

Как вы знаете, двигатель, работающий по принципу Отто, имеет четыре фазы своей работы. Одна фаза рабочая - РАСШИРЕНИЕ и три фазы подготовительные: ВЫПУСК, ВПУСК и СЖАТИЕ. На рисунке приводится упрощенная схема, поясняющая работу двигателя. Зеленая стрелка означает направление хода поршня. Фиолетовая стрелка P_r - направление и силу давления газов на поршень.

Нетрудно заметить, что только в фазе РАСШИРЕНИЕ обе стрелки совпадают по направлению, при этом сила P_r имеет большую величину. Поэтому фаза РАСШИРЕНИЕ и называется рабочей, так как она дает положительное приращение энергии.

Напротив, у всех остальных фаз (ВЫПУСК, ВПУСК и СЖАТИЕ) упомянутые стрелки направлены в противоположные стороны. Поэтому они и называются подготовительными. Учитывая, что энергия к поршню от вала поступает через низкоэффективный (см. "Двигатель" № 6 - 2003) кривошипно-шатунный механизм, то суммарные потери $E_{4,1}$ умножаются на $k_{3,5}$ и составляют не менее 10 %.

Нетрудно догадаться, что, учитывая вышесказанное, двухтактные двигатели имеют преимущество перед четырехтактными. Ведь в двухтактном двигателе все три подготовительные фазы укладываются в один подготовительный такт. Но, как известно (см. "Двигатель" № 4 - 2003), платой за такое уплотнение являются большие потери топлива в выхлопную трубу и крайне плохая "эко-

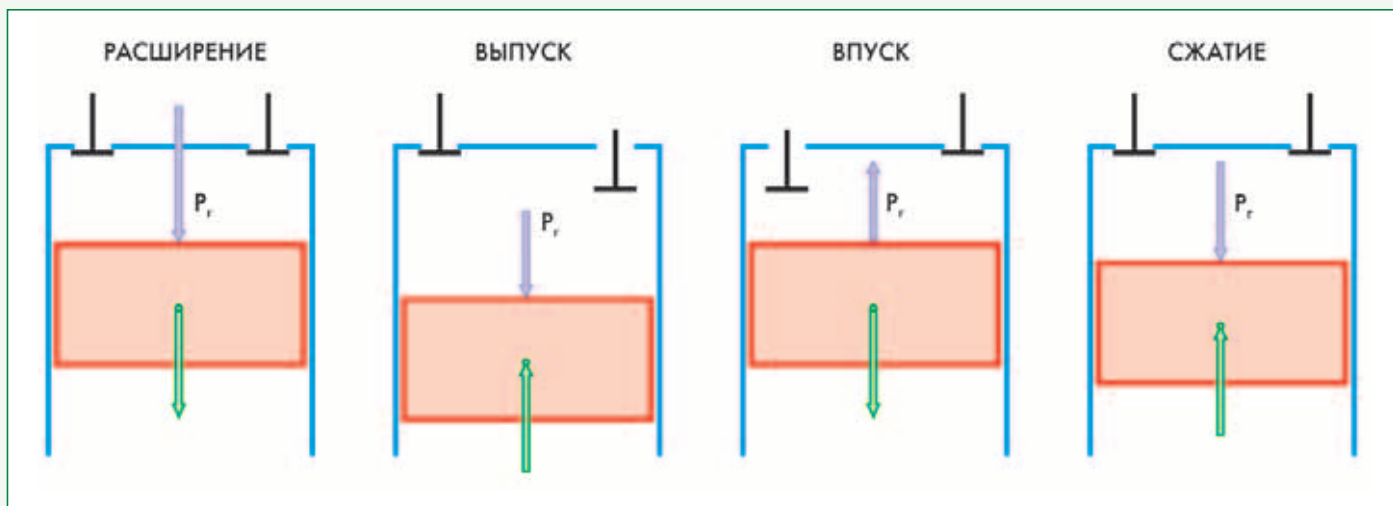
логия". По этой причине двухтактные двигатели повсеместно начали запрещать. Однако нашлась одна ранее никому не известная фирма Orbital Engine Company (Австралия), которая возродила интерес мировых производителей двигателей к "двухтактнику". Благодаря непосредственному впрыску в камеру сгорания двухтактный двигатель избавился от своих "классических" пороков. А преимущества остались. В итоге фирма Orbital со штатом чуть более 100 человек котируется на Нью-Йоркской бирже.

4.2. Потери на работу вспомогательных механизмов и устройств

Как известно, двигатель - это не только поршень, цилиндр и кривошипно-шатунный механизм. Это еще целый ряд систем "жизнеобеспечения": газораспределения, питания, смазки, охлаждения, зажигания, контроля, управления и др. Эти системы нуждаются в механической энергии вращения и/или в электрической энергии, которая вырабатывается электрогенератором.

Начнем с газораспределительной системы. Основными элементами данной системы являются клапаны, пружины и кулачковый вал. Для обеспечения высокой компрессии в камере сгорания, а также высокого "быстродействия" клапанов применяют весьма жесткие (по 10 кгс) пружины клапанов. Поэтому для вращения кулачкового вала 4-цилиндрового двигателя требуется заметная механическая энергия. В современных двигателях с четырьмя клапанами на цилиндр используются два кулачковых вала, что означает удвоение потерь механической энергии. Это подтолкнуло некоторые фирмы к использованию нестандартного конструкторского решения: "четыре клапана - один кулачковый вал". Другие фирмы пытаются перейти на электрическое управление клапанами, но там свои проблемы и не меньшие потери. Поэтому широкого применения такие новации не нашли.

Системы питания, смазки и охлаждения в определенном смысле похожи. Всюду используются насосы. Лишь в системе охлаждения используется и жидкостной насос и воздушный вентилятор.



Обратим внимание на любопытный парадокс. Чем больше потери химической энергии топлива E_1 , тепловой энергии газов E_2 и линейной механической энергии поршня E_3 , тем больше потери механической энергии вращения вала E_4 . Ведь двигатель необходимо больше питать, смазывать и, особенно, охлаждать. Это верный признак ошибочной системы.

Однако самым большим внутренним потребителем энергии E_4 является электрогенератор. Дело в том, что в двигателе обязательно используется электрическая энергия. Так, она нужна (в большом количестве) для стартера при пуске двигателя, для работы системы зажигания, а при применении впрысковой системы питания - также для обеспечения работы системы контроля и управления. Кроме того, в любом транспортном средстве в ночное время возрастает потребление электроэнергии на освещение, особенно в режиме "дальний свет". Но более всего электроэнергию потребляет кондиционер. Конечно, в умеренной климатической зоне России кондиционер не очень актуален. Но есть много теплых и горячих стран, где автомобилей без кондиционеров не бывает. Так, например, в Израиле на автомобиле с объемом двигателя 1,6 л и менее уже "не покатаешься". Кондиционер "съедает" около 30 % мощности двигателя, и автомобиль становится "тупым". Таким образом, коэффициент потерь $k_{4,2}$ колеблется от 5 до 35 %. Тем, кто захочет ездить в комфортных условиях и порезвее,

придется покупать автомобиль с двухлитровым двигателем, но тогда придется платить вдвое более высокие налоги.

4.3. Инерционные потери

Инерционные потери вращающихся тел определяются более сложно, чем у тел, движущихся линейно. Первоочередное значение при вращении имеет не масса, а радиус тела. Каждый грамм массы развивает момент силы пропорционально квадрату радиуса вращения и частоте вращения. Поэтому в двигателе основным "виновником" инерционных потерь вращения является маховик. Его специально установили в двигатель для того, чтобы поршни могли проходить мертвые точки на холостом ходу. Но при резком дросселировании двигателя, когда движущийся автомобиль необходимо быстро разогнать, маховик становится серьезной дополнительной нагрузкой, своеобразным балластом. На спортивных автомобилях маховик двигателя значительно облегчен, хотя и это не всегда правильное решение. Были случаи, когда такие маховики разрушались.

Следует отметить, что помимо вышеперечисленных потерь энергии E_4 есть и другие. Например, потери на трение и вибрации из-за изменения центра тяжести двигателя при его работе. Но ими можно пренебречь. Гораздо заметнее, например, влияние вибрации на здоровье людей. **П**

(Продолжение следует)

ИНФОРМАЦИЯ

ОАО "Заволжский моторный завод" в январе 2004 г. выпустило 19 323 двигателя - на 40,5 % больше, чем в январе 2003 г. В том числе двигателей 406-го семейства было произведено 14 686 шт., или 230 % к уровню января 2003 г. Восьмицилиндровых двигателей было изготовлено больше на 1,6 % - 2501 шт. По итогам 2003 г. годовое производство двигателей ОАО "ЗМЗ" увеличилось на 14,6 %. В 2004 г. в объем выпуска двигателей 406-го семейства планируется довести до 78 % - на 18 % больше, чем в 2003 г.



Количество забракованных на автозаводах (ГАЗ, ПАЗ, УАЗ) двигателей ЗМЗ за январь 2004 г. снизилось по сравнению с соответствующим периодом 2003 г. на 83 %, а за весь 2003 г. по сравнению с 2002 г. - на 63 %.

Тем не менее, на 44-й технической конференции, прошедшей на ЗМЗ, директор по качеству Олег Власов заявил: "в связи с тем, что в 2004 г. доля двигателей 406-го семейства составит в общем объеме выпуска 78 % и в перспективе будет увеличиваться, а комплектация этих моторов покупными изделиями составляет 65 %, принято решение изменить подходы в работе с поставщиками и перейти от декларирования требований к оказанию конкретного содействия по развитию поставщиков".

В соответствии с новым стандартом ЗМЗ будет проводить методическую подготовку поставщиков к сертификации по ИСО 9001 версии 2000 г., совместно разрабатывать методики обнаружения



дефектов. В свою очередь, поставщики разработают программы улучшения качества для удовлетворения требований ЗМЗ к качеству поставляемых изделий.

В настоящее время по инициативе ЗМЗ уже созданы рабочие группы, состоящие из специалистов ЗМЗ, заводов-поставщиков и автозаводов-потребителей. **П**

Электроискровые (электроэрозионные) станки – сложнейшие машины. Выбрать, какой станок лучше, непросто. Однако, если сравнивать и анализировать конструкции станков, опираясь на законы физики и здравый смысл, то выбор будет правильным.

ВСЕ ЭЛЕКТРОИСКРОВЫЕ СТАНКИ НЕОДИНАКОВЫ! СРАВНИТЕ САМИ (КООРДИНАТНО-ПРОШИВОЧНЫЕ СТАНКИ):

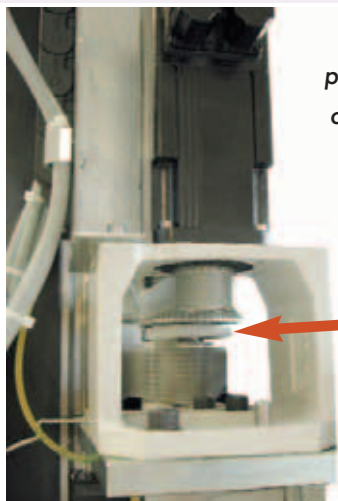
Обычные ЭИ станки



ЭИ станки Sodick

ШВП-приводы

Приводы электромоторами вращения через ШВП (шариковинтовую пару) с помощью зубчатых или ременных редукторов или непосредственно.



Двухступенчатый (!!!) ременный привод с ШВП по оси Z швейцарского станка.

Люфты, мертвые ходы и большая зона нечувствительности ШВП складываются с люфтами и зоной нечувствительности редуктора.

- Крайне сложная цепь многоступенчатого преобразования энергии в линейное движение и вращательного движения в линейное. Судите сами:

командный импульс ⇒ электромагнитное поле ⇒
⇒ поворот ротора двигателя

↓
[работа ременного редуктора: поворот 1-го шкива ⇒
⇒ проскальзывание ремня (выбор люфта) ⇒
натяжение ремня ⇒ поворот 2-го шкива ⇒
люфт 2-го ремня ⇒ натяжение 2-го ремня ⇒
⇒ поворот 3-го шкива]

↓
поворот винта ШВП ⇒ выбор люфта гайки ШВП ⇒
⇒ перемещение гайки ШВП ⇒ линейное движение

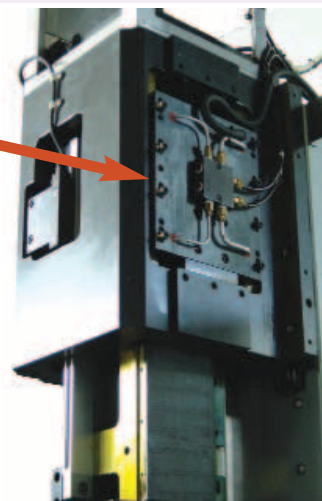
- Низкая динамика, задержки от момента подачи энергии до начала движения.
- Люфты, мертвые ходы и большая зона нечувствительности ШВП, неравномерность подач, вибрации привода.

Важнейшая задача привода ЭИ станка - поддержание оптимальной величины межэлектродного зазора. Любое отклонение величины зазора от оптимальной ведет к изменению характеристик искровых разрядов и падению как скорости, так и качества ЭИ съема. В идеале привод должен корректировать положение электрода по отношению к детали десятки раз в секунду.

Динамическая корректировка положения невозможна из-за большой инерции многочисленных элементов преобразования энергии в движение. В результате: станок с ШВП практически не работает с оптимальным зазором – режимы обработки аппроксимированы – постоянные потери скорости и качества.

Линейные приводы

(приводы с линейными электродвигателями) с линейными датчиками 10 нм (оптическими линейками) 10 нм = 0,01 мкм.



Линейный привод по оси Z станка AM3L.

Отсутствие: люфтов, зоны нечувствительности, неравномерных подач; идеальные динамические характеристики.

- Нет длинной сложной цепи преобразования энергии в движение и вращательного движения в линейное. Фактически вся цепь – это:

командный импульс



взаимодействие магнитных полей подвижной и неподвижных частей



линейное движение

(другими словами: импульс ⇒ энергия ⇒ движение)

- Превосходная динамика, моментальность и непревзойденная динамическая (!) точность.
- Отсутствие люфтов, мертвых ходов, нет зоны нечувствительности, неравномерных подач, нет вибраций!!!

Линейные приводы Sodick способны корректировать зазор 500 раз в секунду. В результате: оптимальный зазор практически в любой момент ЭИ процесса – всегда оптимальные режимы – неизменно максимальный съем – высокая скорость обработки и отличное качество поверхности!



**В наши дни перед производителями
встают задачи, решить которые
невозможно с помощью обычных
электроискровых (электроэрозионных)
станков. В ближайшем будущем число
таких задач возрастет многократно.
Решение есть уже сейчас:**

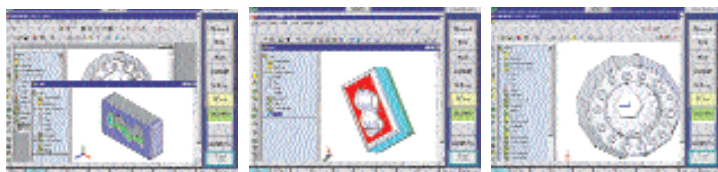
линейные электроискровые станки

Sodick

станки эпохи нанотехнологий! NANO & SOLUTION

Впервые!

- ✓ **Линейные сервоприводы**
- ✓ **Линейные датчики 10 нано**
Линейные датчики с дискретностью 10 нм (0,01 мкм).
Дискретность приводов 0,1 мкм.
- ✓ **Керамическая рабочая зона**
- ✓ **Встроенные 3D CAD/CAM системы
в компьютерном ЧПУ**



КЧПУ-генераторы "LQ"

До сих пор никто не встраивал в ЦПУ станков системы автоматического проектирования. В уникальные собственные компьютерные ЧПУ-генераторы Sodick серии "LQ" добавлена графическая станция Pentium-4. Она обеспечивает работу 3D CAD/CAM систем, функционирующих как программные оболочки для трехмерных САПР Q3vic. И это помимо совершенных систем автопрограммирования с автотехнологами. Представляет, какие теперь возможности у операторов Sodick?!



Центр "Содик" в Москве:
тел.: (095) 725-3603, (095) 214-9801
факс: 214-1842 // sodicom@sodick-euro.ru
Технический центр: тел: (095) 786-9841
факс: (095) 786-9842 // tc@sodick-euro.ru



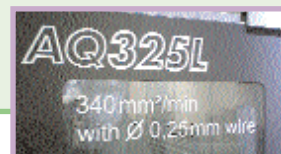
Линейные проволочно- вырезные станки Sodick:

- ✓ Самая высокая в отрасли скорость электроискрового резания с использованием латунной проволоки
- ✓ Самая высокая в отрасли скорость резания с использованием специальной проволоки
- ✓ Самая высокая производительность

Линейные прошивочные станки Sodick:

- ✓ Рекордная производительность
- ✓ Сверхмалый износ электрода
- ✓ Быстрое получение зеркальных поверхностей как на малых, так и на больших площадях

Демонстрация самых быстрых в мире вырезных электроискровых станков на ЕМО-2003 в Милане. При "паспортных данных" 540 мм²/мин станок AQ325L с КЧПУ-генератором LQ55W в условиях выставки легко разогнался до скорости выше 550 мм²/мин. Однако линейные станки Sodick - это не только самая большая скорость первого прохода, но и рекордная производительность - получение точной и качественной детали за минимальное число проходов. Кстати, мировая премьера электроискрового вырезного станка с самой большой в мире скоростью резания на проволоке диаметром 0,25 мм состоялась не в Токио и не в Милане, а в Москве, на выставке MashEx-2003. Этим компания Sodick продемонстрировала свое уважение к российским покупателям и рынку России, где станки Sodick - самые покупаемые электроискровые станки.





ВЫСОКИЕ ТЕХНОЛОГИИ - ЧЕЛОВЕКУ И ОБЩЕСТВУ

V Международный форум

ВЫСОКИЕ ТЕХНОЛОГИИ XXI ВЕКА

The Fifth International Forum
High Technology of XXI

ВТ XXI 2004

Достижения
высокотехнологического
комплекса Москвы,
регионов России, стран
СНГ, ближнего и дальнего
зарубежья в различных
областях науки и техники:

- авиация и космос
- радиоэлектроника и связь
- экология
- мирный атом
- медицина и биотехнология
- энергетика
- информационные технологии
- машиностроение
- лазерные технологии
- безопасность
- химия и новые материалы

По вопросу участия обращаться:

Форум "ВТ XXI-2004"

Выставка "ВТ XXI-2004"

ОАО "ЭККОС",

ООО "ЭКСПО-ЭККОС"

Тел.: (095) 331-05-01, 331-13-33

Факс: (095) 331-05-11, 331-09-00

E-mail: expocps@nii-ecos.ru

<http://www.vt21.ru>

Международная конференция

РФВТ

Тел./факс: (095) 200-26-31

Тел.: (095) 954-99-90

Факс: (095) 954-5008

E-mail: info@hitechno.ru

<http://www.hitechno.ru>

Участие зарубежных фирм
и компаний

МТПП

Тел./факс: (095) 132-74-29

913-23-44

E-mail: extrade@mlpp.org

Организаторы
Форума:

Правительство Москвы
Министерство
промышленности, науки
и технологий Российской
Федерации

Правительство Московской
области

Комитет города Москва по
развитию оборонно-
промышленного комплекса
Институт экономики и
комплексных проблем связи
(ОАО "ЭККОС")

Российский фонд развития
высоких технологий

Московская торгово-
промышленная палата

Московская ассоциация
предпринимателей

ФГУП «Рособоронэкспорт»
ЗАО «ЭКСПОЦЕНТР»

при участии И.Джей. Краузе энд
Ассоуэйтс, Инк (США)

Форум проводится под патронажем
Торгово-промышленной палаты Российской
Федерации

19 - 23 апреля
2004 год
ВК ЗАО «Экспоцентр»
МОСКВА

www.vt21.ru