

Научно-технический журнал № 2 (116 + 244) 2018

№1(1) январь – февраль 1999

Двигатель

Научно-технический журнал



Одиннадцать лет спустя
Большое видится на расстоянии
С пользой для государств

Редакционный совет

Агульник А.Б., д.т.н.,
заведующий кафедрой "Теория воздушно-реактивных двигателей" МАИ

Бабкин В.И., к.т.н.,
первый зам. ген. директора ГНЦ "ЦИАМ им. П.И. Баранова"

Багдасарьян Н.Г., д.филос.н.,
профессор МГУ им. М.В. Ломоносова, МГТУ им. Н.Э. Баумана

Богуслаев В.А., д.т.н.,
Президент АО "МОТОР СИЧ"

Воронков Ю.С., к.т.н.,
зав. кафедрой История науки РГГУ

Гейкин В.А., д.т.н.,
заместитель генерального директора - руководитель приоритетного технологического направления "Технологии двигателестроения" АО "ОДК", директор филиала НИИД АО "НПЦ газотурбостроения "Салют"

Григорян Г.Г., д.т.н.,
вице-президент Общества "Знание" России

Дическул М.Д.,
зам. управляющего директора ОАО "ОДК"

Дмитриев В.Г., член-корр. РАН,
главный научный сотрудник ГНЦ "ЦАГИ"

Зрелов В.А., д.т.н.,
профессор кафедры конструкции и проектирования двигателей ЛА СГАУ им. С.П. Королёва

Иноземцев А.А., д.т.н.,
ген. конструктор ОАО "Авиадвигатель"

Каторгин Б.И., академик РАН

Кравченко И.Ф., д.т.н.,
ген. конструктор ГП "ИВЧЕНКО-ПРОГРЕСС"

Кутенев В.Ф., д.т.н.,
зам. ген. директора ГНЦ "НАМИ" по научной работе

Кухаренок Г.М., к.т.н.,
зав. каф. ДВС Белорусского национального ТУ

Лобач Н.И.,
ген. директор ПО "Минский моторный завод"

Ланшин А.И., д.т.н.,
научный руководитель - заместитель Генерального директора ГНЦ "ЦИАМ им. П.И. Баранова"

Марчуков Е.Ю., д.т.н.,
генеральный конструктор - директор ОКБ им. А. Люлька

Пустовгаров Ю.Л.,
президент Торгово-промышленной палаты Республики Башкортостан

Равикович Ю.А., д.т.н.,
проректор по научной работе МАИ

Рачук В.С., д.т.н.,
председатель НТС АО "НПО Энергомаш"

Ружьев В.Ю.,
первый зам. ген. директора Российского Речного Регистра

Рыжов В.А., д.т.н.,
главный конструктор ОАО "Коломенский завод"

Ситнов А.П.,
президент, председатель совета директоров ЗАО "Двигатели "ВК-МС"

Смирнов И.А., к.т.н.,
ген. конструктор КБХМ - филиала ФГУП "ГКНПЦ им. М.В. Хруничева"

Соколов В.П., д.т.н.,
Директор Российского учебно-научно-инновационного комплекса авиакосмической промышленности

Троицкий Н.И., к.т.н.,
доцент МГТУ им. Н.Э. Баумана

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

Чуйко В.М., д.т.н.,
президент Ассоциации "Союз авиационного двигателестроения"

РЕДАКЦИЯ

Главный редактор

Александр Иванович Бажанов
академик Международной инженерной академии

Заместитель главного редактора

Дмитрий Александрович Боев

Ответственный секретарь

Александр Николаевич Медведь, к.т.н.

Финансовый директор

Юлия Валерьевна Дамбис

Редакторы:

Александр Григорьевич Лиюзов,
Андрей Иванович Касьян, к.т.н.
Юрий Романович Сергей, к.т.н.

Литературный редактор

Эрнст Галсанович Намсараев

Художественные редакторы:

Александр Николаевич Медведь
Владимир Николаевич Романов

Техническая поддержка

Ольга Владимировна Шаронова, к.пед.н.

В номере использованы фотографии, эскизы и рисунки:

А.И. Бажанова, Д.А. Боева, А.В. Ефимова,
А.Н. Медведя, И.М. Ивановой, В.Н. Романова и др.

Адрес редакции журнала "Двигатель":

111116, Россия, Москва,
ул. Авиамоторная, 2.
Тел.: (916) 600-8237.
dvigatell@yandex.ru
boeff@yandex.ru
aib50@yandex.ru
www.dvigately.ru

Электронная версия журнала (2006-2017 гг.) размещается также на сайте Научной электронной библиотеки www.elibrary.ru и включена в индекс РИНЦ

УЧРЕДИТЕЛЬ И ИЗДАТЕЛЬ

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

Ответственность за достоверность информации и наличие в материалах фактов, не подлежащих разглашению в открытой печати, лежит на авторах публикаций.

Мнение редакции не всегда совпадает с мнением авторов.

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

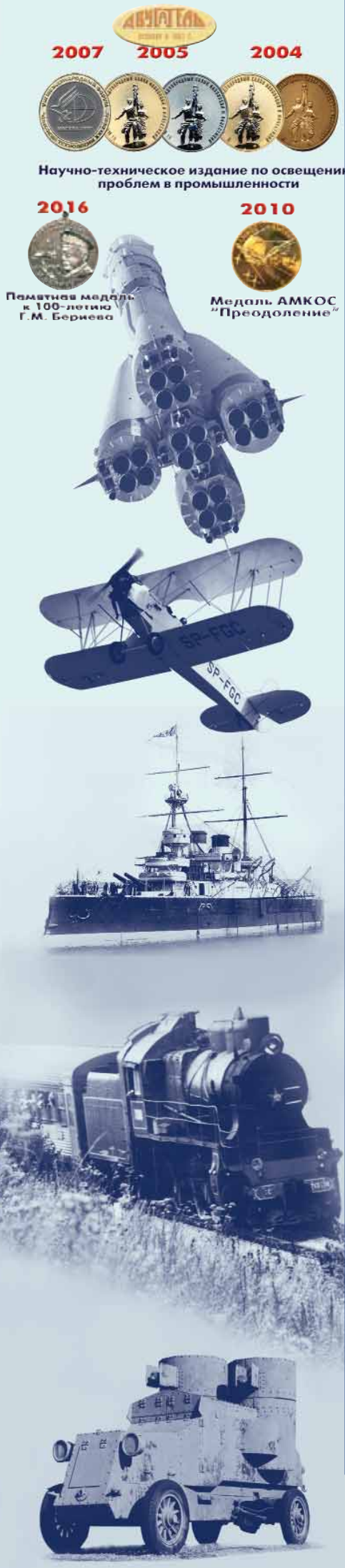
Журнал "Двигатель", рекомендован экспертными советами ВАК по техническим наукам, механике, машиностроению и машиноведению, энергетическому, металлургическому, транспортному, химическому, транспортному, горному и строительному машиностроению, авиационной и ракетно-космической технике в числе журналов, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертации на соискание ученой степени доктора и кандидата наук. Индекс 1629 в общероссийском Перечне 2015 г.

Научно-технический журнал "Двигатель" © зарегистрирован в ГК РФ по печати.
Рег. № 018414 от 11.01.1999 г.
20-й (111-й) год издания.

Отпечатано
ООО "Фабрика Офсетной Печати" Москва.
Тираж 3 000 экз.
Периодичность: 6 выпусков в год.
Цена свободная.



К 110-ЛЕТИЮ ЖУРНАЛА "ДВИГАТЕЛЬ"



СОДЕРЖАНИЕ

- 2 Испытательный стенд на крыле**
- 4 Релейно-импульсная система регулирования частоты вращения турбины вспомогательной энергетической установки. (К 30-летию полёта орбитального корабля "Буран")**
А.И. Гулиенко
- 7 Регулирование подачи воздуха к охлаждаемым элементам турбин ТРД боевых самолётов**
В.А. Пономарёв
- 8 Компенсационные баки для космических ядерных энергоустановок с жидкометаллическими теплоносителями**
А.С. Демидов
- 10 Турбулентность. Неустойчивость при работе тепловых турбомашин**
Ю.М. Кочетков
- 14 XV Олимпиада по истории авиации и воздухоплавания**
А.И. Бажанов
- 18 Тридцать три года в ракетной технике: успехи, разногласия, конфликты. Разработка "большого" двигателя, смерть Королёва, похороны Глушко**
В.Ф. Рахманин
- 28 Тепловой двигатель Михайлова**
Ю. Егоров
- 29 В поисках точки опоры (Из хроник подпольных работ). (репринт 1-2008)**
Д. Соколовский
- 30 История двигателей типа 5ТД. Главы из книги "Основной боевой танк Т-64. 50 лет в строю"**
А.А. Тарасенко, В.Л. Чернышев, В.В. Чибиток
- 36 Танки от и до**
О.Н. Брилёв



Уважаемые читатели!

Двадцать лет назад журнал "Двигатель" приобрёл новый облик. Он стал именно таким, как и номер, который находится в Ваших руках. Немало интереснейших тем нашли место на его страницах. Много авторитетных авторов публиковались за это время в журнале. Большинство статей не потеряли актуальности и сейчас. Потому, в год нашего юбилея, позвольте предложить Вашему вниманию репринтное воспроизведение некоторых статей. Мы отдельно отметили этот материал и надеемся, что он будет Вам интересен.

Издатели журнала



ИСПЫТАТЕЛЬНЫЙ СТЕНД НА КРЫЛЕ

3 ноября 2015 года с взлётной полосы экспериментального аэродрома Раменское (г. Жуковский) поднялась созданная на базе самолёта Ил-76ЛЛ летающая лаборатория Лётно-исследовательского института. На аэродроме присутствовали представители Объединённой двигателестроительной корпорации, директоры АО "ЛИИ им. М.М. Громова", АО "Авиадвигатель", ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова", конструкторы и разработчики авиатехники, а также правительственная делегация во главе с Заместителем Председателя Правительства РФ Дмитрием Рогозиным. Собравшиеся напряжённо следили за набирающим высоту самолётом: начались лётные испытания российского двигателя нового поколения - ПД-14.

В целях обеспечения лётных испытаний ПД-14 Научно-производственным предприятием "МЕРА" по заказу АО "Авиадвигатель" была разработана современная цифровая распределённая информационно-измерительная система "Парус-ЛЛ", предназначенная для сбора и регистрации информации с двигателя на летающей лаборатории. Построенная на базе бортовых измерительных комплексов MIC-1150Н модульная система "Парус-ЛЛ" позволяет проводить на борту измерения, не уступающие по объёму получаемых данных тем, которые проводятся на наземных испытательных стендах. НПП "МЕРА" произвело все элементы системы, включая измерительное и коммутационное оборудование, кабельную сеть, программное обеспечение. Заключительным этапом создания системы стал монтаж и настройка на борту летающей лаборатории аппаратно-программного комплекса ИИС специалистами ЛИИ им. М.М. Громова и АО "Авиадвигатель" совместно с инженерами НПП "МЕРА".

В соответствии с техническим заданием всё измерительное оборудование и средства коммутации располагаются непосредственно на испытуемом объекте. В процессе испытаний аппаратные средства системы подвергаются повышенным вибрационным нагрузкам, воздействию звукового давления и целому ряду других неблагоприятных факторов.



В рамках создания ИИС "Парус-ЛЛ" НПП "МЕРА" разработаны специализированные бортовые модификации модульных измерительных комплексов MIC-1150, сканеров давлений MIC-170, сканеров температур MIC-140, предназначенные для установки в мотогондole, на пилоне самолёта и приспособленные для работы в сложных эксплуатационных условиях. В целях подтверждения работоспособности в данных условиях измерительные комплексы системы прошли испытания в 46 ЦНИИ Минобороны России на устойчивость к воздействиям внешних факторов: синусоидальная вибрация, механический удар одиночного и многократного действия, пониженное атмосферное давление, соляной туман.

В обитаемом отсеке самолёта установлено оборудование, осуществляющее сбор данных от информационно-измерительной и радиотелеметрической систем, аппаратуры измерения радиальных зазоров, а также управление, питание и синхронизацию работы измерительных комплексов.

"Парус-ЛЛ" обеспечивает регистрацию и обработку информации до 1600 измерительных каналов как медленноменяющихся (давления, температуры, частотные параметры), так и динамических (вибрации, динамические деформации) параметров.

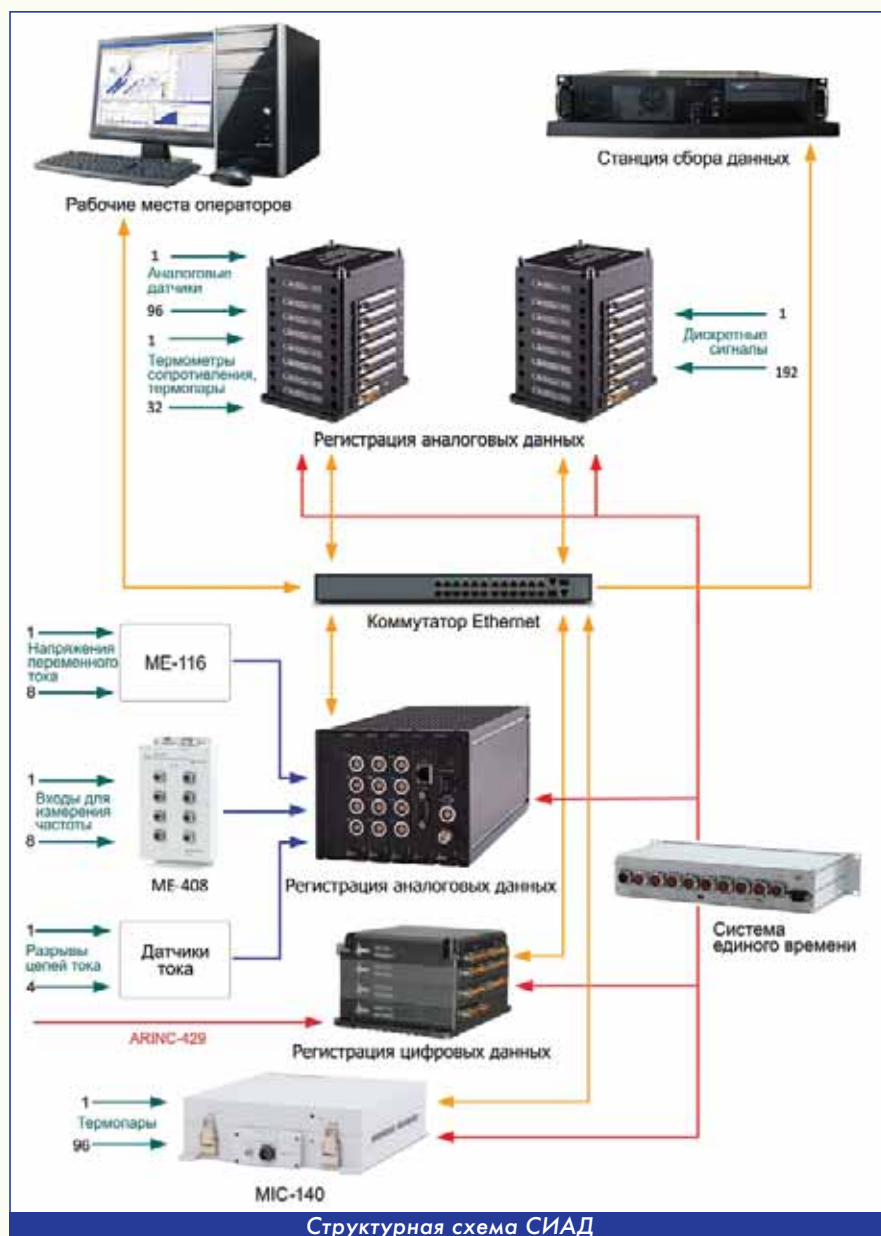
В системе "Парус-ЛЛ" впервые применено инновационное решение по размещению всего измерительного оборудования непосредственно на испытуемом объекте, на корпусе вентилятора двигателя. Таким образом, между объектом испытаний (авиационным двигателем) и фюзеляжем самолёта отсутствуют аналоговые линии связи, что значительно повышает помехозащищённость измерительных каналов. Подобная архитектура позволяет существенно упростить и ускорить монтаж двигателя на крыло самолёта, снижая этим трудозатраты и время подготовки эксперимента.

Система "Парус-ЛЛ" рекомендована к применению при комплексных испытаниях двигателя ПД-14 в составе базового самолёта MC-21, разрабатываемого ПАО "Корпорация "Иркут". Ведутся работы по получению допуска ЛИИ им. М.М. Громова на использование системы в бортовых применениях.

Созданная для проведения лётных испытаний ПД-14 летающая лаборатория Ил-76ЛЛ оснащена также бортовой системой сбора и регистрации информации (СИАД). Данная система разработана, произведена и введена в эксплуатацию на борту летающей лаборатории по заказу АО "ЛИИ им. М.М. Громова" Научно-производственным предприятием "МЕРА".



ПД-14 на крыле Ил-76ЛЛ



Структурная схема СИАД

Аппаратура СИАД размещается в зоне с регулируемой температурой и давлением, в обитаемом отсеке рабочей группы. СИАД осуществляет сбор и регистрацию данных, поступающих от первичных преобразователей, установленных на конструктивных элементах двигателя, а также обработку данных с целью представления информации о параметрах работы испытываемого двигателя.

Системы СИАД и "Парус-ЛЛ" тесно интегрированы с бортовыми системами самолёта, системой автоматизации управления испытываемого двигателя, телеметрической и другими системами, разработанными АО "ЛИИ им. М.М. Громова", АО "Авиадвигатель" и другими организациями. Весь комплекс измерительного оборудования летающей лаборатории собран в единую информационную сеть, позволяющую оперативно масштабировать систему бортовых измерений без значительных доработок и материальных затрат.

С ноября 2015 года системы СИАД и "Парус-ЛЛ" работают в составе летающей лаборатории Ил-76ЛЛ АО "ЛИИ им. М.М. Громова" в период лётных испытаний двигателя ПД-14.

В настоящее время на борту летающей лаборатории установлена также радиотелеметрическая система (РТС) разработки НПП "МЕРА". Специалистами ЛИИ им. М.М. Громова совместно с инженерами НПП "МЕРА" проводится отладка работы РТС с целью обеспечения передачи измерительной информации в ходе эксперимента в наземный центр управления.

"МЕРА" имеет опыт создания бортовых систем не только для авиационного применения, но и для ракетно-космической промышленности. С 2010 года на борту Международной космической

станции успешно эксплуатируется телеметрическая станция производства НПП "МЕРА", предназначенная для регистрации параметров стыковки космических аппаратов.



МКС. В левом верхнем углу блок телеметрической станции "Источник-М"

Системы бортовых измерений (СБИ) - это эффективный инструмент для доводки и подтверждения лётных характеристик двигателей, позволяющий получать достоверные данные "на лёту" в ходе эксперимента и значительно сокращающий трудоёмкость и время обработки результатов измерений. Современные СБИ отличаются компактностью составных элементов, простотой масштабирования и варьирования типов измерительных каналов. Подобные системы предоставляют возможность передачи телеметрической информации в реальном масштабе времени на землю. К достоинствам СБИ можно отнести и доступность корректировки программы испытаний в ходе полёта.

На сегодня, НПП "МЕРА" - ведущее российское предприятие, входящее в немногочисленный список мировых разработчиков СБИ новейшего поколения. Создаваемые НПП "МЕРА" СБИ позволяют прямо в полёте проводить измерения, сопоставимые по объёму с экспериментами, осуществляемыми на наземных стендах: до 1900...2000 измерительных каналов.



Элементы Системы бортовых измерений

Описанные выше работы, позволившие начать этап лётных испытаний знакового для отечественной авиации двигателя, продемонстрировали, что "МЕРА" - это признанный отечественный разработчик и надёжный поставщик, готовый обеспечивать лётные испытания авиационной техники современными системами мирового класса.

РЕЛЕЙНО-ИМПУЛЬСНАЯ СИСТЕМА РЕГУЛИРОВАНИЯ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ТУРБИНЫ ВСПОМОГАТЕЛЬНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ

К 30-ЛЕТИЮ ПОЛЁТА ОРБИТАЛЬНОГО КОРАБЛЯ "БУРАН"

Анатолий Иванович Гулиенко, к.т.н., ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова"

Изложены результаты исследования характеристик релейно-импульсной системы регулирования частоты вращения турбины вспомогательной энергетической установки орбитального корабля "Буран". Система данного типа позволяет уменьшить массу топлива в баке для функционирования установки.

The results of the study of the characteristics of the relay-impulse control system of the turbine speed control of the auxiliary power unit of the Buran Orbiter are presented. The system of this type allows to reduce the mass of fuel in the tank for the operation of the unit.

Ключевые слова: Буран, Энергия, система автоматического регулирования,

Keywords: Buran, Energy, automatic control system

15 ноября 1988 года состоялся космический полёт орбитального корабля (ОК) "Буран". Ракета-носитель "Энергия" вывела корабль на околоземную орбиту. Полёт длился 205 минут, за это время корабль совершил два витка вокруг Земли, после чего в автоматическом режиме произвёл посадку на аэродроме "Юбилейный" космодрома Байконур. При планирующем спуске с орбиты и посадке в качестве источника энергии для силовых приводов в системе управления аэродинамическими поверхностями ОК использовалась вспомогательная энергетическая установка (ВЭУ), которая создавала необходимое для управления ОК рабочее давление жидкости [1]. Она успешно прошла экспериментальную отработку и безотказно работала в полете. В качестве топлива использовался гидразин с разложением его в каталитическом реакторе.

Основные характеристики ВЭУ: развиваемая мощность - до 105 кВт при градиенте до 670 кВт/с, диапазон изменения мощности - более 20, высокая надёжность и пожаро-, взрывобезопасность [1]. Установка состоит из ракетно-турбовального двигателя (РТВД), вытеснительной системы подачи топлива из баков к РТВД, блока автоматики (регулятора) и других агрегатов. Основными узлами конструктивной схема РТВД (рис. 1) являются газогенератор (ГГ), регулятор, турбина и редуктор. Система регулирования РТВД должна обеспечить поддержание частоты вращения турбины.

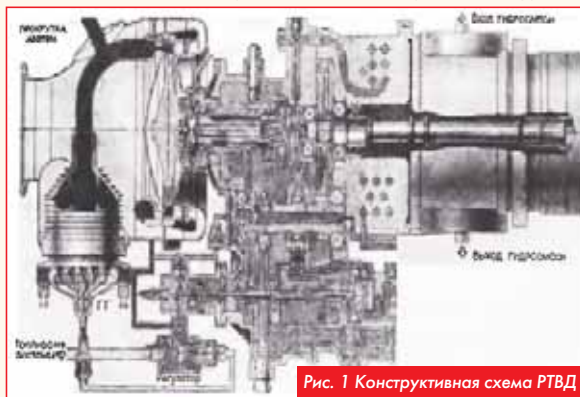


Рис. 1 Конструктивная схема РТВД

Проведенные в ЦИАМ расчётные исследования показали, что в установках подобного типа с широким диапазоном изменения выходной мощности

для управления частотой вращения турбины целесообразно применить релейно-импульсную систему управления подачей топлива, которая в заданных условиях эксплуатации обеспечит меньший потребный запас топлива на борту ОК.

Во вспомогательных силовых установках для поддержания заданного значения частоты вращения турбины обычно применяются системы автоматического регулирования (САР), которые управляют расходом топлива путем изменения проходного сечения дросселя на входе в газогенератор. При этом на режимах работы ниже максимальной мощности турбина РТВД работает на нерасчетном режиме при более низком коэффициенте полезного действия, что требует повышенного расхода топлива для обеспечения потребной мощности установки.

Релейно-импульсная САР, реализующая импульсную подачу топлива в газогенератор путём закрытия / открытия отсечного кла-

пана на входе в газогенератор, обеспечивает работу турбины РТВД на режимах, близких к расчетным во всем диапазоне изменения мощности. Следует также отметить, что применение такой САР обеспечивает её виброзащищённость, так как исполнительные механические элементы системы в потоке рабочей среды "взвешены" только кратковременно на переходных режимах, а остальное время они прижаты к упорам. Это практически исключает воздействие виброперегрузок на их массу и, следовательно, влияние на регулируемые параметры.

Принципиальная схема РТВД с релейно-импульсной САР приведена на рис. 2. РТВД содержит турбину 5 и однокомпонентный газогенератор 4, топливо в который подается из баков 1 с высоким давлением. Нагрузкой для турбины является насос 7 гидросистемы. Система регулирования турбопривода состоит из датчика частоты вращения 8, устройства 9 преобразования сигнала с датчика в сигнал на включение (отключение) отсечного клапана 3 на линии подачи топлива в газогенератор. Отсечной клапан 3 с электромагнитным управлением двухпозиционный типа "да-нет". Напряжение питания U подается на электромагнит клапана 3 с запаздыванием $\Delta t_{\text{рег}}$, вызванным наличием в усилителе-преобразователе 9 времени преобразования сигнала с датчика 8. Важным функциональным элементом преобразователя 9 является петля гистерезиса для сиг-

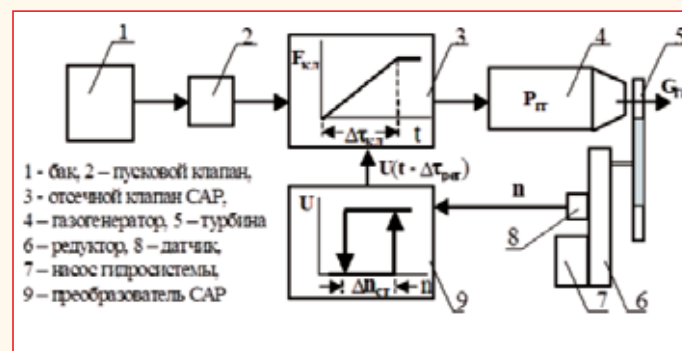


Рис. 2 Принципиальная схема турбопривода с релейно-импульсной САР

нала с датчика частоты вращения, которая обеспечивает помехозащищённость системы. Пусковой клапан 2 обеспечивает включение / отключение РТВД.

Принцип работы этой системы регулирования иллюстрируют приведенные на рис. 3 переходные процессы параметров РТВД при минимальной $N_{\text{мин}}$ и максимальной $N_{\text{мах}}$ мощности нагрузки. При превышении заданного максимального значения частоты вращения турбины $n_{\text{мах}}$ отсечной клапан регулятора перекрывает проходное сечение $F_{\text{кл}}$ трубопровода и топливо прекращает поступать в газогенератор. Мощность турбины уменьшается и частота вращения начинает снижаться до минимально допустимого значения $n_{\text{мин}}$, когда подаётся команда на открытие отсечного клапана. Топливо с некоторой задержкой поступает в газогенератор, где оно разлагается с выделением тепла. Давление в газогенераторе ($P_{\text{гг}}$) возрастает до макси-

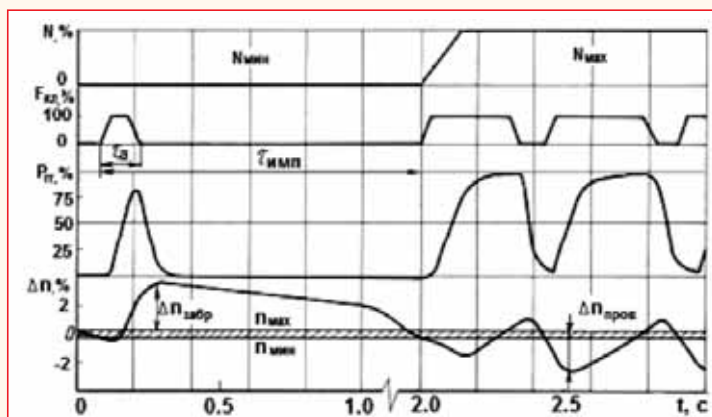


Рис. 3 Переходные процессы в РТВД с релейно-импульсной САР

мального значения, продукты разложения топлива в газовой фазе поступают на турбину, её мощность увеличивается, и частота вращения возрастает до верхнего допустимого значения.

Из-за конечной скорости движения исполнительного органа отсечного клапана и наличия топлива в трубопроводах за ним, при закрытии клапана давление газа в газогенераторе P_g и мощность турбины РТВД уменьшаются с запаздыванием, что приводит к забросу частоты вращения ротора $\Delta n_{збр}$ над максимальным значением n_{max} . При открытии отсечного клапана с запаздыванием начинается рост давления в газогенераторе и возникает провал частоты вращения $\Delta n_{пров}$.

Расчетные исследования по выбору параметров релейно-импульсной САР РТВД проведены по математической модели, которая разработана с использованием конечно-элементной схематизации подсистем с распределенными параметрами и суммарного осредненного представления физико-химических процессов преобразования жидкого топлива в газ с помощью транспортного запаздывания. Казалось бы, что из-за сильного "разноса" величины постоянной времени вращающихся механических масс и постоянных времени гидравлических и газовых элементов (один - два порядка) можно пренебречь динамическими процессами в системе подачи топлива и в газовых емкостях. Однако, учитывая, что режим работы по частоте вращения турбины находится в узком диапазоне (нескольких процентов), а изменение параметров системы подачи топлива и газогенератора происходит периодически в диапазоне от нуля до 100%, то пренебрежение быстротекающими процессами в этих системах может привести к качественно неправильным результатам.

Для проведения расчетов газовая и гидравлическая сети РТВД разбиты на отдельные участки течения рабочей среды (трубопроводы и т.п.), связь между участками осуществляется сосредоточенными объемами, распределенные потери давления на трение в пределах участка сосредотачиваются на границе участка и суммируются с потерями на других сопротивлениях этого участка, механические подвижные элементы автоматики располагаются на участках и образуют переменное сосредоточенное сопротивление.

В пределах сосредоточенного участка давление и температура рабочей среды, а также её теплофизические характеристики в виде зависимостей плотности и вязкости рабочей среды от температуры, постоянны по длине и изменяются только во времени. В емкостях происходит слияние потоков рабочей среды и изменение её теплофизических и термодинамических характеристик. При этом по всему объему параметры состояния (давление, температура и др.) одинаковы и изменяются только во времени.

Основными характеристиками РТВД как объекта управления в релейном режиме работы приняты величины "выбегов" частоты вращения турбины от заданного ее значения при подаче топлива (процесс приемистости) и при его отсечке (процесс последствия). При подаче топлива (открытие отсечного клапана) сначала происходит падение частоты вращения турбины, а затем её восстановление (рис. 4а). При отсечке топлива (закрытие клапана) сначала происходит кратковременное увеличение частоты вращения турбины,

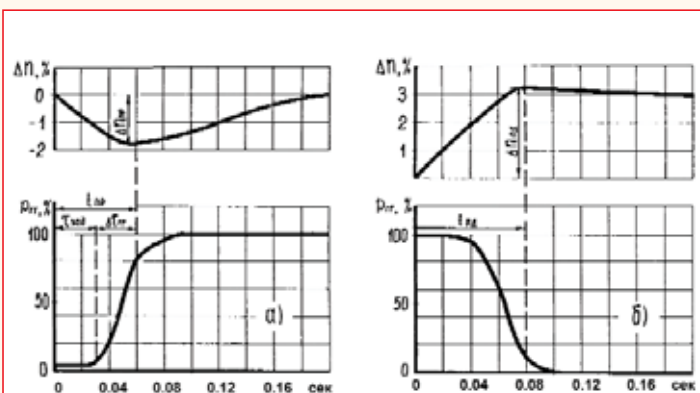


Рис. 4 Переходные процессы приемистости (а) и последствия (б) в РТВД

а затем медленное её восстановление из-за инерционности вращающихся масс (рис. 4б).

Падение (заброс) частоты вращения прекращается в момент времени $t_{пр}$ ($t_{нд}$), когда мощность турбины становится равной мощности нагрузки. Это время складывается из времени задержки преобразования жидкого топлива в газ $\tau_{зод}$ и времени $\Delta t_{гг}$ выхода параметров газогенератора (расхода и давления) на значения, обеспечивающие требуемую мощность. Чем больше величина мощности нагрузки, тем больше время приемистости и больше провал частоты вращения $\Delta n_{пр}$. Максимальный ее заброс $\Delta n_{нд}$ реализуется на режиме минимальной мощности нагрузки.

В качестве основных показателей переходных процессов РТВД с релейно-импульсной САР частоты вращения турбины приняты:

- длительность импульса $\tau_{имп}$, определяемая как время между двумя последовательными включениями отсечного клапана;
- время активной работы газогенератора τ_a , определяемое как время от начала открытия до полного закрытия отсечного клапана;
- величина заброса и провала частоты вращения турбины от номинального значения $\Delta n_{зб}$ и $\Delta n_{пр}$;
- эквивалентный расход топлива за импульс работы $G_{гг}$, равный отношению массы топлива, израсходованной за время активной работы, к длительности импульса.

Расчетные (сплошные линии) и экспериментальные значения (индексы *) этих показателей приведены на рис. 5. Расчеты проведены при следующих характеристиках элементов системы регулирования:

- настройка датчика частоты вращения турбины $\Delta n_{ст} \pm 0,3\%$,
- время задержки преобразования сигнала с датчика $\Delta \tau_{рег} 0,01$ с,
- время задержки преобразования жидкого топлива в газ $\tau_{зод} 0,01$ с,
- время открытия проходного сечения отсечного клапана $\Delta \tau_{кл} 0,04$ с.

Несмотря на высокую точность настройки релейного датчика частоты вращения ($0,3\%$), точность поддержания частоты вращения турбины в полном диапазоне изменения мощности невелика и составляет $3,5\%$. Такая точность обусловлена "выбегам" (провалами и забросами) частоты вращения турбины после открытия и закрытия отсечного клапана. Величины "выбегов" оказывают влияние и на длительность импульса работы газогенератора, т.к. провал

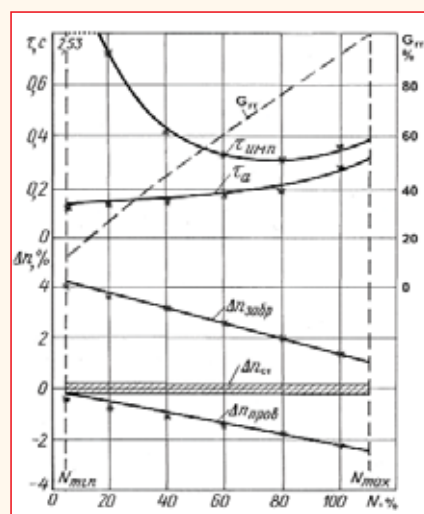


Рис. 5 Расчетные и экспериментальные характеристики релейно-импульсной САР

или заброс частоты вращения вызывают увеличение времени работы для их парирования. Максимальные величины провала и заброса частоты вращения имеют место на режимах постоянной мощности нагрузки. На переходных режимах их величина ниже.

Из-за конечной величины времени срабатывания отсечного клапана и других динамических параметров, определяющих величины "выбегов" частоты вращения, затруднительно обеспечить высокую (менее 1%) точность поддержания частоты вращения турбины при применении релейно-импульсной САР.

Исследования показали, что для уменьшения величин "забросов" и "провалов" частоты вращения необходимо уменьшить:

- время срабатывания отсечного клапана,
- объём газовой полости газогенератора,
- задержку преобразования топлива в газ,
- задержку формирования сигнала с датчика частоты вращения на отсечной клапан.

Необходимо также повышать инерционность вращающихся масс РТВД, например, увеличением момента инерции или увеличением частоты вращения турбины.

На начальном этапе отработки ВЭУ использовалась гидромеханическая релейно-импульсная САР (РЧВ-14), состоящая из узла центробежного датчика частоты вращения и узла подачи топлива, в который входит отсечной клапан 1 и клапан 2 постоянного перепада давлений (рис. 6). Датчик частоты вращения за счет изменения усилий в рычажном механизме изменял положение заслонки относительно сопла, что обеспечивало переключку отсечного клапана в одно из двух крайних положений - "открыт" или "закрыт" и удержи-

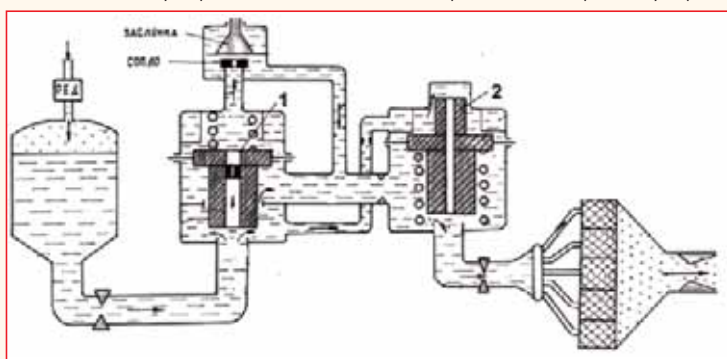


Рис. 6 Схема гидромеханического варианта релейно-импульсной САР

ния его в этом положении.

Нормальным режимом работы САР является автоколебательный импульсный режим, при котором на каждом цикле колебаний происходит полное выключение подачи топлива и давление на входе в газогенератор снижается от максимума до минимума. При открытии клапана 1 в магистрали за ним создаются условия для бурного выделения из топлива газа, поглощенного им при высоком давлении в баке. Расширение выделяющегося газа может приводить к дополнительному вытеснению топлива в газогенератор после срабатывания регулятора на закрытие. Эти процессы сопровождаются накоплением и вымыванием газовых объемов в застойных зонах (полостях) регулятора и магистрали, которые носят случайный характер и трудно воспроизводимы в лабораторных условиях.

При неблагоприятном сочетании конструктивных параметров, а также при повышенном газонасыщении топлива, отсечной клапан гидромеханического регулятора иногда срабатывал медленно, что приводило к превышению заданной величины частоты вращения турбины.

В связи с имевшими место забросами частоты вращения турбины и пропуске команд управления при использовании гидромеханической релейно-импульсной САР, по рекомендации ЦИАМ разработан и принят к реализации в штатной конструкции РТВД электронный вариант релейно-импульсного регулятора частоты вращения с электромагнитным отсечным клапаном. Правильность принятия этого технического решения подтверждена результатами безотказной работы с требуемыми по ТЗ характеристиками всех трёх энергетических установок в первом полете ОК "Буран".

Несмотря на относительно низкую точность релейно-импульсной САР поддержания частоты вращения турбины, когда топливо подается в газогенератор кратковременно импульсами, за счет работы турбины на расчетном значении к.п.д., система имеет преимущество по массе расходуемого топлива за цикл работы установки перед САР с непрерывной подачей рабочего тела, когда требуемая величина расхода топлива обеспечивается путем дросселирования линии его подачи и турбина работает с уменьшенным значением к.п.д. В таблице 1 приведены расчетные и экспериментальные значения отношения величин расхода топлива релейной ($G_{гг}$) и непрерывной САР ($G_{непр}$) для различных режимов работы.

	Величина мощности нагрузки, %					
Отношение $G_{гг} / G_{непр}$	100	80	60	40	20	5
Расчет	0.978	0.96	0.91	0.86	0.62	0.27
Эксперимент	0.98	0.96	0.89	0.83	0.53	0.33

Табл. 1

Экспериментальная отработка РТВД с релейно-импульсной САР подтвердила ее работоспособность и наличие эффекта экономии топлива. Наибольший выигрыш имеет место при минимальной величине мощности нагрузки и достигает 70% (см. табл.1). Интегральный выигрыш в полном диапазоне изменения мощности составляет около 30%. В полёте орбитального корабля "Буран" расход топлива был меньше расчетного, что объясняется тем, что в расчетах были приняты предельные значения характеристик РТВД и агрегатов системы [1].

Отработка релейно-импульсной системы регулирования проводилась с участием сотрудников ЦИАМ В.М.Калнина, Ю.М.Кузина, Н.Б.Шагиновой и др., а также сотрудников предприятий-разработчиков РТВД и гидромеханического регулятора.

Заключение

Расчетный анализ и экспериментальные исследования показали, что при точности поддержания частоты вращения турбины (1...3)% с диапазоном изменения её мощности в 20 и более раз, целесообразно использовать релейно-импульсное управление подачей топлива, осуществляемое регулятором частоты вращения, состоящим из датчика частоты вращения и двухпозиционного отсечного клапана. При этом турбина работает около расчётного режима по коэффициенту полезного действия, что обеспечивает снижение потребного запаса топлива в баке.

Для энергетических установок, где обеспечение минимума массы конструкции и запаса топлива являются определяющими критериями, можно пойти на некоторое уменьшение точности регулирования и применять релейные САР, достигая при этом выигрыша по массе топлива в баках и, следовательно, по массе полезной нагрузки.

Литература

1. Саенко В.И. Вспомогательная силовая установка орбитального корабля // "Авиационно-космические системы" под ред. Г.Е. Лозино-Лозинского и А.Г. Братухина. -М.: МАИ, 1997. С. 225-230.
2. Гулиенко А.И., Шталенков В.М. Системы регулирования установок орбитального корабля "Буран" // "Научный вклад в создание авиационных двигателей". Кн.1. -М.: Машиностроение, 2000. С. 453-454.



РЕГУЛИРОВАНИЕ ПОДАЧИ ВОЗДУХА К ОХЛАЖДАЕМЫМ ЭЛЕМЕНТАМ ТУРБИН ТРД БОЕВЫХ САМОЛЕТОВ

Владимир Алексеевич Пономарев, к.т.н., доцент кафедры "Авиационные двигатели" РГАТУ им. П.А. Соловьева

При полётах со сверхзвуковой скоростью маневренных самолетов с многорежимными двигателями необходима значительная температура газа за камерой сгорания (перед турбиной) для достижения высоких значений тяги. Но это вынуждает организовывать и существенные отборы воздуха на охлаждение лопаток сопловых аппаратов и лопаток рабочего колеса турбины. Особенно первых её ступеней. На крейсерских же, дозвуковых режимах полёта температура газа перед турбиной на несколько сотен градусов меньше и сохранение больших отборов воздуха на охлаждение турбины избыточно, оно

только ухудшает газодинамические параметры цикла двигателя. Для экономичного использования охлаждающего турбину воздуха на различных режимах работы двигателя имеет смысл

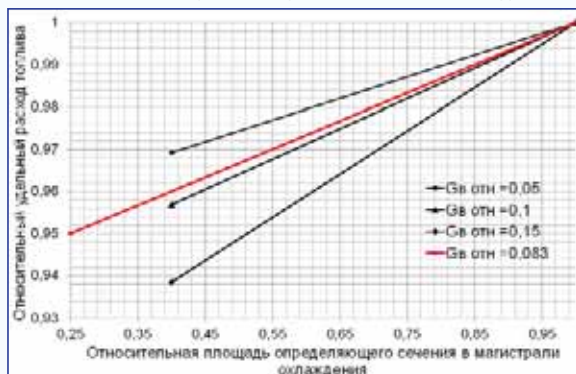


Рис. 1 Относительное изменение удельного расхода топлива при регулировании системы охлаждения ТРД

регулировать его подачу, что в результате позволяет уменьшить удельный расход топлива на крейсерских режимах. Уже для третьего поколения отечественных авиационных газотурбинных двигателей боевых самолетов, представленных ТРД и ТРДФ и имевших максимальную температуру газа перед турбиной в диапазоне от 1373К до 1493К [1], регулирование подачи воздуха к охлаждаемым лопаткам сопловых аппаратов и рабочим лопаткам турбин было вполне оправданным, несмотря на усложнение конструкции двигателей.

Особенностью двигателей, спроектированных в ОКБ 300, начиная с Р27Ф2-300 [2], является система управления подачей воздуха на охлаждение турбины. Принцип работы одинаков, а конструктивное исполнение различно. На ТРДФ Р29Б-300 (главный конструктор Гусев Ю.И.), предназначенном для самолётов МиГ-23 различных модификаций, специальная заслонка в виде неплотно прилегающего к ответной детали кольца, поворачиваясь вокруг оси двигателя с помощью механизма управления, открывает или закрывает отверстия для подачи воздуха на охлаждение задней части пера лопаток первого соплового аппарата, рабочей лопатки и второго соплового аппарата. При закрытых

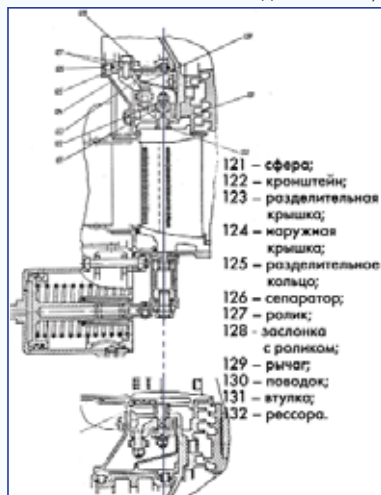


Рис. 2 Механизм управления поворотной заслонкой на двигателе Р29Б-300

отверстиях охлаждающий воздух попадает в лопатки, проходя через зазор между поворотной заслонкой и распределительным кольцом. Такая система позволяет на крейсерских режимах работы двигателя расходовать меньше воздуха на охлаждение и уменьшать расход топлива [3].

Для палубного самолета вертикального взлета и посадки Як-38М был создан ТРД Р28В-300 (изделие 49). На нем охлаждение лопаток соплового аппарата турбины высокого давления конвективное, в них установлен один дефлектор. Система управления подачей

воздуха на охлаждение отличается от примененной на Р29-300 конструктивным исполнением. Специальная заслонка, поворачиваясь вокруг оси двигателя с помощью механизма управления, открывает или закрывает отверстия для подачи воздуха на охлаждение пера лопаток первого соплового аппарата (воздух идет по трубам) и рабочей лопатки (через щели между экраном диска и отверстия в самом диске). Эта заслонка представляет собой Г-образной формы подвижную внутреннюю обойму шарикоподшипника. Когда она закрывает отверстия, воздух в уменьшенном объеме поступает в полости охлаждения через зазоры между заслонкой и опорой, что обеспечивает сокращение расхода топлива на крейсерских режимах работы двигателя. Поворот заслонки производится поршнем силового цилиндра. Для уменьшения габаритов он выполнен со сдвоенным поршнем. Рабочим телом является воздух из-за компрессора. Усилие от штока цилиндра передается на заслонку путем поворота валика, рессоры, водила и кронштейна. Управление подачей воздуха и поворотом заслонки осуществляется электромагнитным клапаном, связанным с управлением режимами двигателя [3].

На ТРДФ АЛ-21Ф-3 также было реализовано прекращение подачи охлаждающего воздуха в турбину на крейсерских режимах для повышения экономичности двигателя [1].

Увеличение дальности полета самолетов за счет регулирования подачи воздуха к охлаждаемым лопаткам сопловых аппаратов и рабочим лопаткам турбины ТРД составило от 4 до 5%.

Судя по имеющимся сведениям в соответствующей литературе, применение систем регулирования подачи воздуха к охлаждаемым лопаткам сопловых аппаратов и рабочим лопаткам турбин на отечественных газотурбинных двигателях для боевых самолетов является оригинальным техническим решением для экономичного использования количества охлаждающего воздуха на различных режимах работы двигателя и не имеет аналогов в мире.

Литература

1. Зрелов В.А. Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструктивные схемы: Учебное пособие. М: ОАО "Издательство "Машиностроение", 2005. 336 с.
2. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей: Учебник для студентов вузов по специальности "Авиационные двигатели и энергетические установки"/С.А. Вьюнов, Ю.И. Гусев, А.В. Карпов и др.; Под общ. Ред. Д.В. Хрониной. - М.: Машиностроение. 1989. - 368 с.
3. Котельников В.Р., Хробыстова О.В., Зрелов В.А., Пономарев В.А. Двигатели боевых самолетов России/ Под общ. Ред. В.В.Горошниковой. - Рыбинск: Медиапрост, 2017. - 616 с.



Рис. 3 Система регулирования подачи охлаждающего воздуха на двигателе Р-28В-300

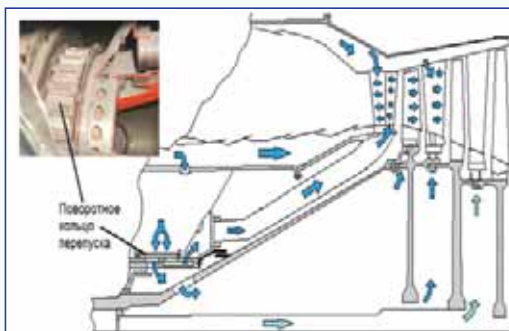


Рис. 4 Схема охлаждения АЛ-21Ф-3

КОМПЕНСАЦИОННЫЕ БАКИ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ ЯДЕРНЫХ ЭНЕРГОУСТАНОВОК С ЖИДКОМЕТАЛЛИЧЕСКИМИ ТЕПЛОНОСИТЕЛЯМИ

Анатолий Семёнович Демидов, д.т.н., профессор кафедры конструкций и проектирования двигателей, Московский авиационный институт МАИ (национальный исследовательский университет)



ЯЭУ "ТОПАЗ"

Ядерные энергетические установки, использующие жидкометаллический теплоноситель, непременно должны быть оборудованы устройствами, компенсирующими изменение объёма теплоносителя при изменении его температуры. Для энергоустановок, применяемых в космических системах, кроме требований к эксплуатационным характеристикам и безопасности, добавляются также требования минимального веса и компактности. Nuclear power plants using a liquid metal coolant must necessarily be equipped with devices that compensate for changes in the volume of the coolant when its temperature changes. For power plants used in space systems, to traditional performance and safety, minimal weight and compactness are also added.

Ключевые слова: ЯЭУ, жидкометаллический теплоноситель, космические аппараты.
Keywords: Nuclear power plant, liquid metal heat carrier, spacecraft.

Компенсационные баки обязательно входят в состав ядерных энергоустановок (ЯЭУ) с жидкометаллическим теплоносителем, так как обеспечивают пространство переменного объёма для этих теплоносителей при изменении их температуры, а также бескавитационную работу электромагнитных насосов. На американской ЯЭУ SNAP10A (рис. 1), запущенной в космос в 1965 году, компенсационный бак (КБ)

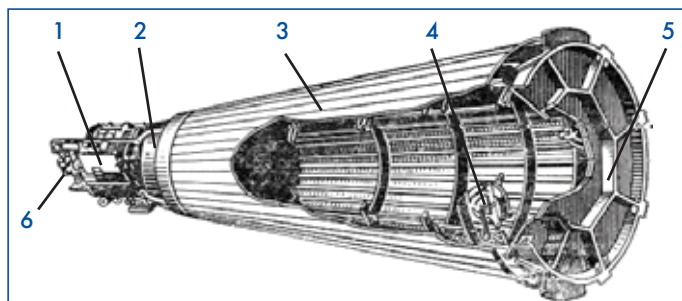


Рис. 1 Американская ЯЭУ SNAP10A:
1 - реактор; 2 - радиационная защита; 3 - холодильник-излучатель; 4 - компенсационный бак; 5 - приборный отсек; 6 - термоэлектрический насос

имел простую цилиндрическую форму и с помощью треугольной рамки ассиметрично крепился к коническому гофрированному каркасу из титана во внутреннем пространстве холодильника-излучателя. Энергоустановка имела полезную мощность около 500 Вт при длине 3,65 м и максимальном диаметре 1,5 м [1]. На более крупных ЯЭУ подобные агрегаты располагались по-другому. Например, на серийных ЯЭУ Бук, которые запускались в космос с 1970 по 1989 год [2], два одинаковых цилиндрических КБ, относящихся к 1-му и 2-му жидкометаллическим контурам, симметрично размещались внутри трубча-

того стального каркаса холодильника-излучателя. Баки устанавливались таким образом, чтобы их оси были перпендикулярными оси симметрии энергоустановки. Это защищало сильфоны баков от перегрузки, возникающей при запуске со стартовой площадки. В одноконтурной ЯЭУ ТОПАЗ (две таких энергоустановки были запущены в 1987 году) КБ имел приблизительно чечевицеобразную форму. Бак размещался внутри безрамного холодильника-излучателя за узлом радиационной защиты

так, что его ось совпадала с осью энергоустановки. Для повышения надёжности внутри бака были последовательно установлены два силь-

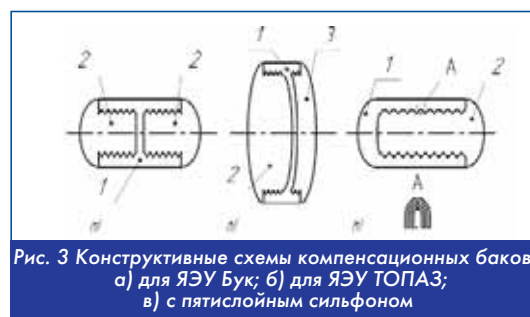


Рис. 3 Конструктивные схемы компенсационных баков:
а) для ЯЭУ Бук; б) для ЯЭУ ТОПАЗ;
в) с пятислойным сильфоном

фона, образующих три изолированных полости. Тем самым обеспечивалась работа бака даже при потере герметичности одного из сильфонов. Известны и другие конструкции компенсационных баков, например, с использованием многослойных сильфонов. Их применение позволяет иметь "мягкую" деформационно-силовую характеристику, а многослойный сильфон способен выдерживать достаточно высокое внутреннее давление. Конструктивные схемы некоторых компенсационных баков показаны на рис. 3.

Понятно, что в ЯЭУ 2-го поколения, которые могут иметь полезную мощность до нескольких сотен и более киловатт, объёмы компенсационных баков должны быть весьма значительными (типичная компоновка энергоблока современной ЯЭУ показана на рис. 2) [4]. Это приводит к необходимости уделять большое внимание вопросам компоновочных решений КБ как в общей структуре ЯЭУ, так и в конкретных конструктивных схемах. В связи с этим возникают также проблемы обеспечения деформационных характеристик сильфонов и их прочности в приемлемых габаритах и формах КБ. Определённый интерес может представлять бак так называемой тороидальной формы. Его продольное сечение представлено на рис. 4. Диафрагма, соединяющая наружный и внутренний сильфоны, показана в положении, когда объём жидкого металла в баке является минимальным. В структуру энергоблоков такие баки могут удачно встраиваться, поскольку

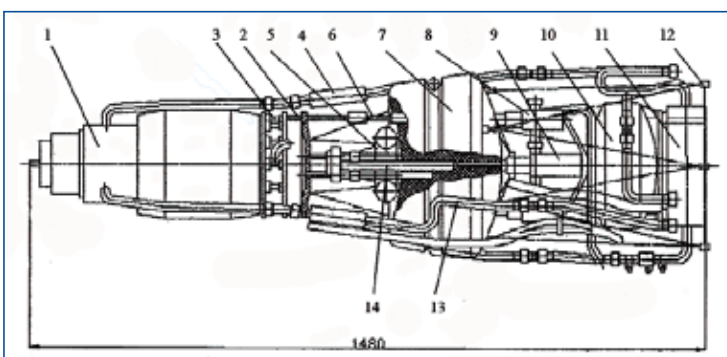


Рис. 2 Типичная компоновка энергоблока ЯЭУ: 1 - реактор-преобразователь (РП); 2 - "тяжелый" компонент защиты (уран-238); 3 - распределительный механизм; 4 - ампула подпитки; 5 - бак для сбора гелия; 6 - рессора органа регулирования РП; 7 - "легкий" компонент защиты (гидрид лития); 8 - привод управления РП; 9 - привод стержня безопасности (СБ); 10 - компенсационный бак; 11 - электромагнитный насос; 12 - плоскость стыка с космическим аппаратом; 13 - трубопровод; 14 - рессора СБ

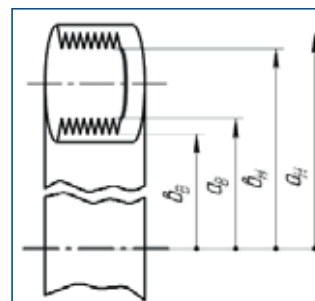


Рис. 4 Продольное сечение бака тороидальной формы

ку их проектные размеры легко изменять. В то же время при проектировании во избежание перекоса диафрагмы должна быть решена задача совмещения деформационных характеристик наружного и внутреннего сифонов. Рассмотрим ее решение на конкретном примере тремя способами. Зададимся размерами наружного сифона:

Радиус $a_n = 300$ мм; радиус $b_n = 240$ мм; толщина сифона $h_n = 0,2$ мм. Здесь и ниже индексы "н" и "в" относятся к наружному и внутреннему сифонам соответственно. Условимся также, что температура жидкого металла в баках равна примерно 650°C , а конструкционным материалом сифонов и корпуса является сталь 10X18H10T, для которой модуль Юнга $E = 1,1 \times 10^4$ кг/мм², коэффициент Пуассона $\mu = 0,3$.

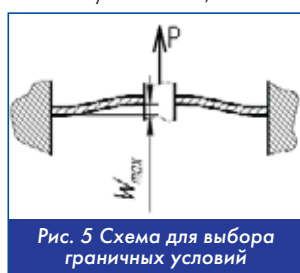
В соответствии с принятой схемой, показанной на рис. 4, будем считать сифон состоящим из n плоских кольцевых пластин, по наружным и внутренним контурам соединенных сваркой.

Для расчета будем использовать формулы, приведенные в книге [3]:

$$W_{\max} = k_1 \times P a^2 / E h^3, \quad (1)$$

$$\sigma_{\max} = k \times P / h^2, \quad (2)$$

где $W_{\max}$ и $\sigma_{\max}$ - максимальный прогиб и максимальное напряжение соответственно в кольцевой пластине с граничными условиями, показанными на рис.5;



P - осевая сила;
 k_1 и k - безразмерные коэффициенты, зависящие от отношения радиусов a/b кольцевой пластины (см. таблицу 1) [3].

Таблица 1

a/b	1,25	1,5
k	0,115	0,220
k_1	0,00129	0,0064

1-й способ

Дополнительно к принятым выше условиям зададимся из конструктивных соображений наружным радиусом внутреннего сифона $a_v = 230$ мм и той же величиной отношения $a/b = 1,25$, что и для наружного сифона. Следовательно, внутренний радиус внутреннего сифона $b_v = 184$ мм. Неизвестной величиной является толщина внутреннего сифона h_v . Из тех же конструктивных соображений зададимся также количеством кольцевых пластин и суммарным перемещением ("ходом" сифона S):

- в наружном сифоне $n_n = 22$
- во внутреннем сифоне $n_v = 22$
- ход сифона $S = 44$ мм, чему соответствует $W_{\max} = 44/22 = 2$ мм.

Поскольку число пластин в обоих сифонах одинаково, для совпадения характеристик наружного и внутреннего сифонов должно выполняться равенство

$$(W_{\max} / P)_n = (W_{\max} / P)_v, \quad (3)$$

или с учетом выражения (1):

$$(a^2 / h^3)_n = (a^2 / h^3)_v. \quad (4)$$

Используя последнюю формулу, получаем $h_v = 0,1675$ мм. Проверка по формуле (2) показала, что при $W_{\max}$ максимальное напряжение в пластинах наружного сифона составляет $4,36$ кг/мм², в пластинах внутреннего сифона $6,04$ кг/мм².

2-й способ

В этом случае зададимся толщиной внутреннего сифона $h_v = 0,2$ мм и считая известным наружный радиус внутреннего сифона $a_v = 230$ мм, будем определять его внутренний радиус. Для совпадения характеристик (3) должно выполняться равенство

$$(k_1 a^2)_n = (k_1 a^2)_v. \quad (5)$$

Подставляя в него $k_1 = 0,00129$ для кольцевых пластин наружного сифона из таблицы 1, $a_n = 300$ мм и $a_v = 230$ мм, определяем для кольцевых пластин внутреннего сифона $k_1 = 0,00219$. Используя данные таблицы 1, путем интерполяции находим, что для внутреннего сифона отношение $a/b = 1,3$. Отсюда внутренний радиус $b_v = 230/1,3 = 177$ мм.

3-й способ

Условимся, что толщины кольцевых пластин в обоих сифонах одинаковы и равны $0,2$ мм, что радиусы пластин $a_n = 300$ мм; $b_n = 240$ мм; $a_v = 230$ мм; $b_v = 184$ мм. Как и в предыдущих случаях, количество пластин наружного сифона примем $n_n = 22$, а для внутреннего это количество n_v должно быть определено из условия совпадения деформационных характеристик сифонов:

$$(W_{\max} / P)_n \times n_n = (W_{\max} / P)_v \times n_v. \quad (6)$$

Учитывая (1) и сократив одинаковые величины, получаем

$$(a^2)_n \times n_n = (a^2)_v \times n_v, \quad (7)$$

откуда расчетное количество пластин внутреннего сифона n_v получается равным $37,43$.

Выводы:

1) Сравнение результатов расчетов показало, что наиболее технологичной является конструкция бака с сифонами, размеры которых были определены при расчете вторым способом, когда толщины обоих сифонов являются одинаковыми, а подбор нужных характеристик можно осуществлять только за счет внутреннего диаметра внутреннего сифона.

2) Очевидно, что подбор нужных характеристик можно также выполнять, задаваясь любыми тремя радиусами кольцевых пластин и определяя четвертый, при этом их толщины принимая в расчете одинаковыми.

3) Расчеты первым способом, когда определяется толщина пластин сифона, дают, как правило, неудобный для производства результат, который можно компенсировать некоторым изменением радиусов пластин. Также могут потребоваться корректировки размеров пластин расчеты третьим способом.

4) В тех случаях, когда суммарные толщины пакетов пластин внешнего и внутреннего сифонов при полном их сжатии могут отличаться, во избежание возникновения перекоса диафрагмы под один из сифонов должно быть установлено специальное кольцо.

Необходимо заметить, что вследствие всегда имеющей место разнотолщинности пластин, из которых изготавливаются сифоны, корректировка их размеров часто оказывается необходимой.

В дополнение к вышеизложенному приведем схему бака торoidalной формы (рис.5), выполненную по типу показанной на рис.3б. Здесь полость наибольшего объема должна быть заполнена газом, две другие полости - жидкометаллическим теплоносителем. Особенность этой схемы заключается в том, что применяются два типоразмера сифонов. При их осевой деформации в каждой паре одинаковых сифонов один работает на сжатие, другой на расширение. Сокращения радиальных размеров сифонов, то есть ширины кольцевых пластин можно добиться за счет увеличения количества этих пластин. Как указывают авторы книги [3], при расчете такой кольцевой пластины можно учитывать только перерезывающую силу в вырезанной из кольца радиальной балочке.

Автор выражает признательность студенту 5-го курса МАИ Артёму Суровежко за помощь в подготовке графического материала.

Литература

- 1.Черкасский А.Х. Термоэлектрический насос. - М.: Машиностроение, 1971. - 216 с.
- 2.Космические ядерные энергоустановки и электроракетные двигатели. Конструкция и расчет деталей. Под ред. Андреева П.В. - М.: Изд-ство МАИ, 2014. - 507 с.
- 3.Тимошенко С.П., Войновский-Кригер С. Пластины и оболочки. - М.: Наука, 1966. - 635 с.
- 4.Конструктивные подходы к проектированию космических ЯЭУ / А.Г. Еремин, Л.С. Коробков, А.П. Пышко, Е.М. Страхов // Атомная энергия. 2000. Т. 88. Вып. 3. С. 225 - 226.

Связь с автором: demidov@mai.ru

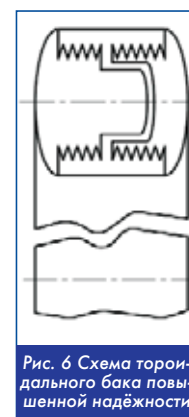


Рис. 6 Схема торoidalного бака повышенной надёжности

ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

НЕУСТОЙЧИВОСТЬ ПРИ РАБОТЕ ТЕПЛОВЫХ ТУРБОМАШИН

Юрий Михайлович Кочетков, д.т.н.

Получено главное уравнение колебательного звена, справедливое для условий любой колебательной системы, работающей на вязком сжимаемом рабочем теле (камера ЖРД, полости ТНА, трубы Ранка-Хилша и др.).

Получены критерии появления неустойчивости, с помощью которых можно прогнозировать ее наступление, и разработана методика прогноза неустойчивости в тепловых турбомашинах.

Obtained a General equation for the vibrational level, is true for any oscillatory system working for viscous compressible working medium (the camera LRE, cavity spot, pipe Wound-hilsa, etc.). The criteria of instability occurrence, with the help of which it is possible to predict its occurrence, are obtained, and the method of instability prediction in thermal turbomachines is developed.

Ключевые слова: турбулентность, неустойчивость, турбомашин.

Keywords: turbulence, instability, turbomachinery.

В настоящее время в ракетной технике широкое распространение получили турбонасосные тепловые машины, включающие высокооборотные шнеко-центробежные насосы с высокими антикавитационными свойствами, которые даже на режимах, близких к оптимальному, могут работать в условиях скрытой кавитации [1]. Кавитация при этом приводит к изменению динамических характеристик системы, понижению собственных частот и, наконец, при определенных условиях вызывает самовозбуждение колебаний давления и расхода в термодинамической системе. Такая ситуация порождает опасные вибрации конструкции, приводящие к ее разрушению. В настоящее время уже разработаны эффективные методы вибропрочностной диагностики, среди которых особенно следует отметить уникальные достижения Н.А. Филина и Г.Н. Устинова, позволяющие в процессе работы изделия прогнозировать аварийные нештатные ситуации, а также разрушение до его наступления. Тем не менее, сами вибрации допускать не только нецелесообразно, но и весьма вредно в силу нарушения термостойкого состояния конструкции. Поэтому с вибрациями следует начинать бороться уже на стадии возникновения кавитационных колебаний. Установлено, что амплитуда этих колебаний постоянна, и поэтому их идентифицируют как автоколебания [1]. В практической деятельности их называют кавитационными автоколебаниями.

Но, очевидно, что не только в условиях кавитации автоколебания могут возникать. Известно, что для этого необходимо следующее. Система, а именно в данном случае тепловая турбомашин, должна иметь:

- колебательный контур;
- возможность поступления в систему дополнительной энергии;
- регулятор подачи (дозирования) этой энергии в систему.

Как видно все эти три условия присутствуют в тепловых турбомашинах.

Колебательным контуром является вязкая сжимаемая жидкость (газ), заполняющая межлопаточный объем. Энергия в виде энтальпии поступает в систему, например, в турбину - со стороны газогенератора. А регулирующим элементом является сама конструкция, нелинейным образом влияющая на подачу энергии. Но! Эта конструкция не всегда будет работать как клапан. Она может быть такой, что автоколебания никогда не возникнут. А может и наоборот. Все зависит от критериев, формирующихся внутри потока [2].

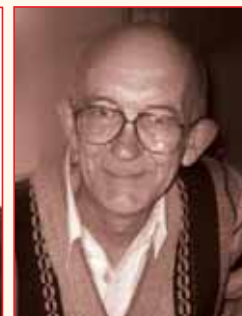
Итак, к тепловым машинам будем в данной работе относить всевозможные турбины: осевые, центробежные и т.д.; насосы: шнековые, осерадиальные и др., вихревые конструкции: циклоны, трубы Ранка-Хилша, вентиляторы; различного вида арматуру: клапаны, радиаторы, фильтры, регуляторы. Все эти устройства при определенных условиях могут работать в режиме неустойчивости.

Характерным примером неустойчивой работы устройства по-прежнему является камера сгорания ЖРД. Многие авторы признают, что на сегодняшний день мало чего известно о возникновении неустойчивости, тем более скудным является представление о том, как ее прогнозировать [3 - 5].

А в эпохальном труде [6], где девяносто авторов, сообщается, что "не удастся разработать окончательную теорию неустойчивости горения в ЖРД". В связи с этим получим еще раз, и предельно аккуратно, уравнения для автоколебаний применительно к тепловым



Николай Александрович
Филин



Георгий Николаевич
Устинов

системам [7]. Определим на примере камеры сгорания ЖРД как на частном случае общего подхода ко всем тепловым машинам, основные критерии и докажем теорему о возникновении неустойчивости. Покажем, что существует одна единственная причина возникновения неустойчивости независимо от конструкции аппарата.

Когда возникают колебания в системе

Прежде чем говорить о возникновении неустойчивости в тепловой системе следует ответить на два вопроса:

1. Когда возникают колебания в системе?
2. Когда эти колебания становятся автоколебаниями?

Уже не раз говорилось [8, 9], что автоколебания - это временной солитон и возникают они в том случае, когда силы диссипации становятся равными силам дисперсии. Силы диссипации размывают функцию распределения в уравнении Больцмана, а силы дисперсии, нелинейные, трансцендентные силы эту функцию сжимают и локализуют. В случае временного солитона, а именно ситуации автоколебаний, силы диссипации уменьшают амплитуду колебаний, а силы дисперсии ее восстанавливают.

Вывод уравнений будем делать при условии движения вязкой и сжимаемой (упругой) среды. За основу возьмем уравнение движения Навье-Стокса.

Исходный вид уравнения Навье-Стокса в векторной форме записывается:

$$\rho \frac{d\vec{v}}{dt} = -\text{grad}P + \mu \Delta \vec{v} + \frac{1}{3} \mu \text{graddiv} \vec{v}.$$

Раскрывая субстанциональную производную и лапласиан, получаем:

$$\rho \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \rho \text{grad} \frac{\vec{v}^2}{2} + \rho [\text{rot} \vec{v} \cdot \vec{v}] + \text{grad}P - \frac{4}{3} \mu \text{graddiv} \vec{v} + \mu \text{rotrot} \vec{v} = 0.$$

Собираем все градиенты:

$$\frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \text{grad} \left(\frac{P}{\rho} + \frac{\vec{v}^2}{2} - \frac{4}{3} \mu \text{div} \vec{v} \right) - P \text{grad} \frac{1}{\rho} + [\text{rot} \vec{v} \cdot \vec{v}] + \mu \text{rotrot} \vec{v} = 0.$$

Оценим третий член под градиентом:

$$\operatorname{div} \tilde{v} = - \frac{d\rho}{\rho d\tau} \cdot \frac{V_k}{V_k} = - \frac{dm}{\rho V d\tau} = \frac{PF \cdot k}{\rho \beta V_k} = - \alpha^2 \frac{\pi \cdot k}{v_{кр} L_{эф k}}.$$

Далее:

$$\frac{4}{3} v \operatorname{div} \tilde{v} = - \alpha^2 \frac{1}{\frac{v_{кр} L_{эф k}}{3} \cdot \frac{1}{4 \cdot 0,57237 \cdot 1,16}} = - \alpha^2 \frac{0,8852}{\frac{v_{кр} L_{эф k}}{v}} \approx - \frac{\alpha^2}{Re_{эф}}.$$

Тогда общая запись под градиентом будет выглядеть:

$$\alpha^2 \left(\frac{1}{k} + \frac{M^2}{2} + \frac{1}{Re_{эф}} \right).$$

Причем третий член в скобке намного меньше, чем первые два, что дает основание перейти к уравнению Бернулли.

Поскольку трехчлен в скобке есть закон сохранения энергии, градиент равен нулю:

$$\frac{\partial \tilde{v}}{\partial \tau} - P \operatorname{grad} \frac{1}{\rho} + [\operatorname{rot} \tilde{v} \cdot \tilde{v}] + v \operatorname{rot} \operatorname{rot} \tilde{v} = 0.$$

Умножаем скалярно на $\tilde{v}$:

$$\tilde{v} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial \tau} + \frac{P \tilde{v}}{\rho^2} \operatorname{grad} \rho + \tilde{v} [\operatorname{rot} \tilde{v} \cdot \tilde{v}] + v \tilde{v} \operatorname{rot} \operatorname{rot} \tilde{v} = 0.$$

Третий член пропадает, а второй превращается в производную:

$$\rho \tilde{v} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial \tau} + \frac{P}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial \tau} \mu \operatorname{rot} \operatorname{rot} \tilde{v} = 0.$$

На первый член воздействуем преобразованием Лежандра, а второй переводим в дивергенцию:

$$\frac{\partial \rho}{\partial \tau} \frac{\tilde{v}^2}{2} - \frac{\tilde{v}^2}{2} \frac{\partial \rho}{\partial \tau} - P \operatorname{div} \tilde{v} + \mu \tilde{v} \operatorname{rot} \operatorname{rot} \tilde{v} = 0.$$

Во втором члене переходим к числу Маха, а статическое давление считаем равным полному $P \approx P_0$:

$$\frac{\partial \rho}{\partial \tau} \frac{\tilde{v}^2}{2} - \frac{M^2}{2} \frac{\partial P}{\partial \tau} - P_0 \operatorname{div} \tilde{v} + \mu \tilde{v} \operatorname{rot} \operatorname{rot} \tilde{v} = 0.$$

В соответствии с уравнением Бернулли переписываем:

$$- \frac{\partial P}{\partial \tau} - M^2 \frac{\partial P}{\partial \tau} - P_0 \operatorname{div} \tilde{v} + \mu \tilde{v} \operatorname{rot} \operatorname{rot} \tilde{v} = 0$$

и

$$\left(1 + \frac{M^2}{2} \right) \frac{\partial P}{\partial \tau} + P_0 \operatorname{div} \tilde{v} - \mu \tilde{v} \operatorname{rot} \operatorname{rot} \tilde{v} = 0,$$

а так как второй член в скобках намного меньше единицы, получаем:

$$\frac{\partial P}{\partial \tau} + P_0 \operatorname{div} \tilde{v} - \mu \tilde{v} \operatorname{rot} \operatorname{rot} \tilde{v} = 0.$$

Далее берем производную в точке, тем самым предполагаем получить в каждой точке поля осциллятор:

$$\frac{\partial^2 P}{\partial \tau^2} - \mu \frac{\partial \tilde{v} \operatorname{rot} \operatorname{rot} \tilde{v}}{\partial \tau} = 0.$$

Правую производную расписываем как произведение:

$$\frac{\partial^2 P}{\partial \tau^2} - \mu \operatorname{rot} \operatorname{rot} \tilde{v} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial \tau} - \mu \tilde{v} \frac{\partial \operatorname{rot} \operatorname{rot} \tilde{v}}{\partial \tau} = 0.$$

Далее преобразуем:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial \tau} &= \frac{\partial \tilde{v}}{\partial P} \cdot \frac{\partial P}{\partial \tau}; \\ \frac{\partial \tilde{v}}{\partial \tau} \frac{\partial P}{\partial \tau} &= \frac{\partial \tilde{v}}{\partial \tau} \frac{\partial P}{\partial \tau}; \\ - \mu \frac{\partial \tilde{v}^2}{\partial \tau} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial \tau} &= - \mu \frac{\partial \tilde{v}}{\partial \tau} \left(\rho \tilde{v} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial \tau} + \frac{M^2}{2} \frac{\partial P}{\partial \tau} \right). \end{aligned}$$

За малостью второго члена в скобках получаем:

$$\frac{\partial \tilde{v}}{\partial \tau} \frac{\partial P}{\partial \tau} = - \mu \tilde{v} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial \tau}.$$

Тогда

$$\frac{\partial P}{\partial \tau} = - \mu \tilde{v} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial \tau}.$$

или

$$\tilde{v} \frac{\partial P}{\partial \tau} = - \mu \tilde{v}^2 \frac{\partial \tilde{v}}{\partial \tau}.$$

После чего:

$$\tilde{v} \frac{1}{\rho \tilde{v}^2} \frac{\partial P}{\partial \tau} = - \frac{\partial \tilde{v}}{\partial \tau}.$$

Подставляем во второй член уравнения:

$$- \mu \tilde{v} \operatorname{rot} \operatorname{rot} \tilde{v} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial \tau} = \mu \frac{1}{\rho \tilde{v}^2} \tilde{v} \operatorname{rot} \operatorname{rot} \tilde{v} \frac{\partial P}{\partial \tau}.$$

По теореме о соотношении движений

$$\tilde{v} \operatorname{rot} \operatorname{rot} \tilde{v} = \operatorname{rot} \tilde{v}^2 = 4 \omega^2.$$

Получаем

$$- \mu \tilde{v} \operatorname{rot} \operatorname{rot} \tilde{v} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial \tau} = v \frac{4 \omega^2}{\tilde{v}^2} \frac{\partial P}{\partial \tau} = \frac{4 v}{R^2} \frac{\partial P}{\partial \tau}.$$

где $\tilde{v}^2 = \omega^2 R^2$.

Преобразуем далее третий член основного уравнения

$$- \mu \tilde{v} \frac{\partial \operatorname{rot} \operatorname{rot} \tilde{v}}{\partial \tau} = - v \rho \frac{k \tilde{v}^2 P}{k \tilde{v}^2 P} v \frac{\partial \operatorname{rot} \operatorname{rot} \tilde{v}}{\partial \tau} = - v \frac{k M^2}{\tilde{v}^2} P v \frac{\partial \operatorname{rot} \operatorname{rot} \tilde{v}}{\partial \tau}.$$

Преобразуем

$$\operatorname{rot} \operatorname{rot} v = \tilde{v} \frac{\tilde{v} \operatorname{rot} \operatorname{rot} \tilde{v}}{\tilde{v}^2} = 4 \frac{\tilde{v}}{\tilde{v}^2} \omega^2 = \frac{4 \tilde{v}}{R^2} \omega^2 = 4 \frac{\omega}{R}.$$

Далее получаем

$$- \mu \tilde{v} \frac{\partial \operatorname{rot} \operatorname{rot} \tilde{v}}{\partial \tau} = - 4 v \frac{k M^2}{\tilde{v}^2} P \tilde{v} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial \tau} = 4 v \frac{k M^2}{v^2} P \frac{\partial \ln \frac{\omega}{R}}{\partial \tau}.$$

Окончательно получаем главное уравнение колебательного звена, справедливое для точки. Другими словами, получаем зависимость колебания осциллятора в каждой точке поля:

$$\frac{d^2 P}{d\tau^2} + \frac{4 v}{R^2} \frac{dP}{d\tau} + \frac{4 v}{R^2} k M^2 P \frac{d \ln \frac{R}{\omega}}{d\tau} = 0.$$

Статическое давление можно представить в виде суммы среднего давления в камере и возможного колебательного давления в случае неустойчивости процесса: $P = \bar{P} + \tilde{P}$, тогда

$$\frac{d^2 P}{d\tau^2} + 4 \frac{v}{R^2} \frac{d\tilde{P}}{d\tau} + \frac{4 v}{R^2} k M^2 \tilde{P} \frac{d \ln \frac{R}{\omega}}{d\tau} = 4 \mu \omega^2 \frac{d \ln \frac{R}{\omega}}{d\tau}.$$

Далее введем критерии:

$$Be = \frac{v}{R^2 \omega_0}, \quad Me = k M^2 \frac{d \ln \frac{R}{\omega}}{d\tau} \quad \text{и} \quad \bar{\tau} = \frac{\tau \omega_0}{2\pi}.$$

Здесь ω_0 - собственная частота.

Уравнение перепишем в виде:

$$\frac{d^2 \tilde{P}}{d\bar{\tau}^2} + 8\pi Be \frac{v}{R^2} \frac{d\tilde{P}}{d\bar{\tau}} + 8\pi Be \cdot Me \cdot \tilde{P} = 8\pi R \mu \frac{\omega}{\omega_0} \frac{d \ln \frac{R}{\omega}}{d\bar{\tau}}.$$

Последнее уравнение является линейным дифференциальным уравнением второго порядка с нелинейной правой частью и решается методом характеристических уравнений:

$$x^2 + 8\pi Be \cdot x + 8\pi Be \cdot Me = 0.$$

Решением характеристического уравнения является выражение:

$$x_{1,2} = \frac{-8\pi Be \pm \sqrt{64\pi^2 Be^2 - 32\pi Be \cdot Me}}{2}.$$

В случае отрицательного дискриминанта главное уравнение колебательного звена будет иметь колебательное решение. Итак:

$$64\pi^2 Be^2 - 32\pi Be \cdot Me < 0$$

$$\frac{Me}{Be} > 2\pi.$$

Это единственное необходимое условие возникновения колебаний в системе. Но этого условия недостаточно, чтобы процесс неустойчивости реализовался. Необходимо достаточное условие, определяющее условие автоколебаний.

Рассмотрим внимательно полученный критерий:

$$\frac{\frac{d \ln \frac{R}{\omega}}{d \tau}}{\frac{v}{R^2 \omega_0}} > 2\pi.$$

После преобразований он превратится в следующее неравенство:

$$\frac{kM^2 R^2}{v} \frac{d \ln \frac{\tilde{v}}{\omega^2}}{d \tau} > 1$$

или

$$\frac{kM^2 R^2}{v} \frac{d \frac{\tilde{v}}{\omega^2}}{d \tau} > 1.$$

Переходя к скоростям, получим:

$$\frac{k\tilde{v}^3}{va^2} \frac{d \frac{\tilde{v}}{\omega^2}}{d \tau} > \frac{1}{4} \quad \text{или} \quad \Phi Z > \frac{1}{4}.$$

Интерпретацию опытов Рийке и Босша-Рисса завершим, вновь переходя к безразмерному времени и длине волны λ :

$$\frac{k\tilde{v}^3}{va} \frac{d \frac{\tilde{v}}{\omega^2}}{d \tau} > \frac{\lambda}{4}.$$

Переписывая неравенство через собственную частоту, получаем критерий Релея:

$$\frac{k\tilde{v}^3 \omega_0}{va^2} \frac{d \frac{\tilde{v}}{\omega^2}}{d \tau} > \frac{\pi}{2}.$$

Возникновение автоколебаний

Итак, необходимое условие для начала колебаний $\Phi Z > 1/4$. Теперь найдем достаточное условие. Для этого приравняем дисперсный член справа к диссипативному - второму слева:

$$\frac{4v}{R^2} \frac{d \tilde{P}}{d \tau} = 4\mu \omega^2 \frac{d \ln \frac{\omega}{R}}{d \tau}$$

или

$$\frac{1}{R^2} d \tilde{P} = \rho \omega^2 d \ln \frac{\omega}{R}.$$

Раскрываем

$$d \tilde{P} = -d \frac{\rho \tilde{v}^2}{2}.$$

и получаем

$$d \ln \frac{\rho \tilde{v}^2}{2} = d \ln \left(\frac{R}{\omega} \right)^2.$$

Далее интегрируем

$$\ln \frac{\rho \tilde{v}^2}{2} - \ln \left(\frac{R}{\omega} \right)^2 + \text{const} = 0.$$

и потенцируем

$$\frac{\rho \tilde{v}^2}{2} \frac{\omega^2}{R^2} + \text{const} = 0.$$

Откуда получаем, что

$$\rho \omega^4 = \text{const} \quad \text{или} \quad \omega \rho^{\frac{1}{4}} = \text{const}.$$

Если пренебречь членом в четвертой степени (он стремится к единице), то $\omega \approx \text{const}$.

Это - достаточное условие.

Таким образом, чтобы возникла неустойчивость, требуется выполнение необходимого $\Phi Z > 1/4$ и достаточного $\omega = \text{const}$ условий для поля скоростей. Вспомним, что соотношение для осцилляторов получены конкретно для каждой точки поля скоростей. Другими словами, для получения критериев необходимо рассчитать поле скоростей внутри системы $\tilde{v}(x, y, z)$. После чего необходимо по этим значениям для поля рассчитать критерии устойчивости и определить зоны, где эти критерии превышают допустимые. Для наглядности области поля, где возникает неустойчивость можно специально выделить.

Возможно возникновение в одном объеме нескольких областей неустойчивости со своими значениями частот. В этом случае следует решать задачу синхронизации с выделением резонансных областей [10].

Необходимое и достаточное условие можно объединить в одно и тогда оно сильно упрощается:

$$\frac{k}{v \omega^2 a^2} \frac{\partial \tilde{v}^4}{\partial \tau} > 4.$$

Или:

$$\frac{kM^2}{\mu \omega^2} \frac{\rho \partial \frac{\tilde{v}^4}{2}}{\partial \tau} > 1.$$

Возможны и другие преобразования, и они будут уместны при непосредственном создании программных комплексов.

Полученные критерии справедливы для общего случая систем, работающих в условиях вихреобразования на высокоэнтальпийных сжимаемых рабочих телах. При этом в каждом таком устройстве возможно возникновение неустойчивости. Не является принципиальным вопрос о величине частоты колебаний. Низкочастотные колебания до 10 Гц и высокочастотные ~1000 Гц так же будут появляться в равной степени при условии выполнения полученных критериев. Для турбомашин могут реализовываться промежуточные ситуации.

Экспериментальные факты

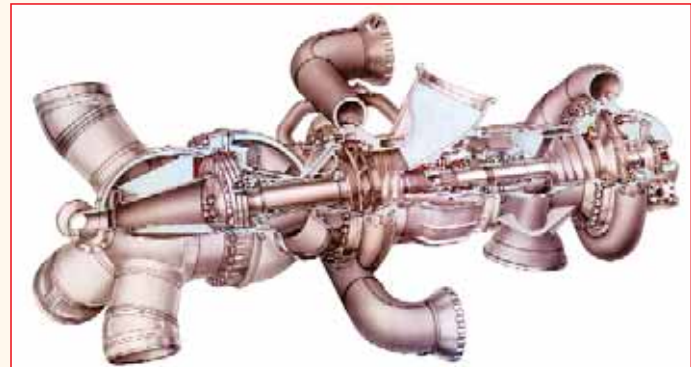


Рис. 1 Колебательные полости ТНА двигателя РД-171М

1. В полостях турбонасосных агрегатов (рис. 1), работающих на вязких сжимаемых рабочих телах, возможно возникновение неустойчивости. Так при исследовании кавитационных явлений в шнекоцентробежном насосе были зафиксированы автоколебания [1]. Было установлено, что частота и амплитуда этих колебаний существенно зависели от давления на входе в насос. Причем при повышенном давлении амплитуда получалась меньше. Было установлено, что колебания имеют синусоидальный характер. Они устойчивы и со временем не изменяют форму и размеры. Это позволяет идентифицировать их как автоколебания. На рис. 2 видны различия колебаний давления на входе P_1 и на выходе P_2 из насоса. При этом частота вращения вала была постоянной.

2. При исследовании вихревых труб Ранка-Хилша [11] в системе появлялись волны давления (рис. 3). Они фиксировались как в

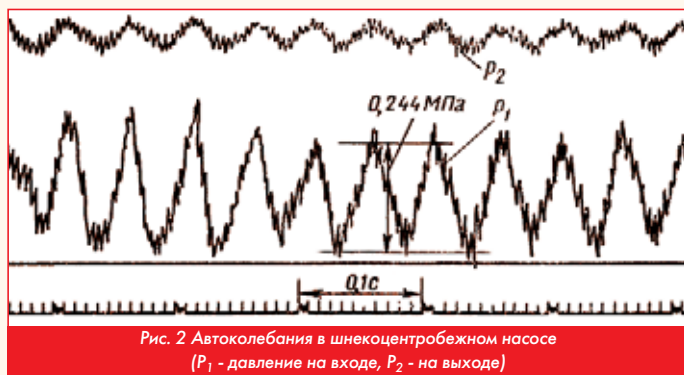


Рис. 2 Автоколебания в шнекоцентробежном насосе (P_1 - давление на входе, P_2 - на выходе)

радиальном, так и в осевом направлениях. Колебания сопровождались появлением характерных звуковых сигналов. Авторы данной работы идентифицировали эту ситуацию как проявление эффекта Гартмана-Шпренгера - своеобразного проявления неустойчивости. В промышленности трубы Ранка-Хилша используются в установках по генерации холода [12]. Появление колебаний в подобных устройствах закономерно, так как в этих устройствах генерируются сложнейшие комбинации вихревых структур [13], турбулентные течения, приводящие при соответствующих известных условиях к колебаниям системы.

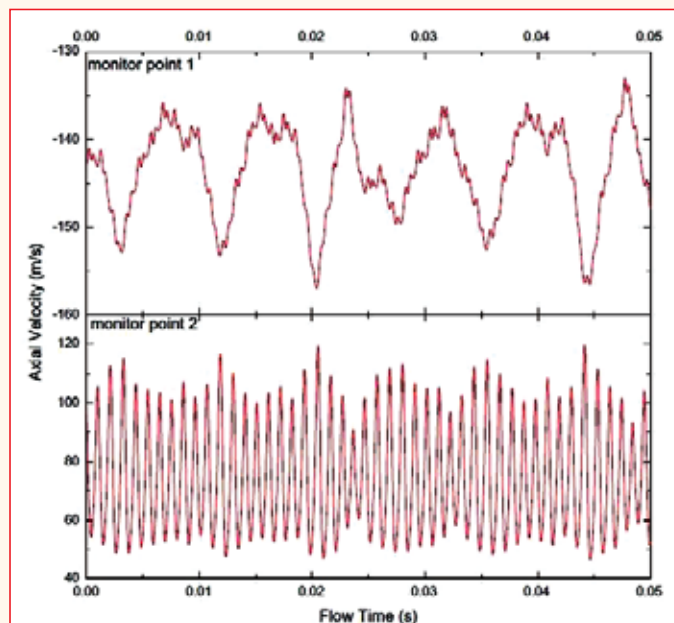


Рис. 3 Типичные периодические структуры в трубе Ранка-Хилша

Литература

1. В.В. Пилипенко, В.А. Задонцев, М.С. Натанзон. Кавитационные автоколебания и динамика гидросистем // М. Машиностроение, 1977.
2. Ю.М. Кочетков. Турбулентность и автоколебательный процесс в ЖРД // Двигатель №3, 2012.
3. Л. Крокко и Ч. Синь-И. Теория неустойчивости горения в жидкостных ракетных двигателях // М. Издательство иностранной литературы, 1958.
4. Б.В. Раушенбах. Вибрационное горение // М. Государственное издательство физико-математической литературы, 1961.
5. В.Н. Гладышев. Автоколебания при горении и термоядерных взаимодействиях // Новосибирск НИЦ ОИГМ СО РАН, 1999.
6. Д.Т. Харрье, Ф.Г. Рирдон и др. Неустойчивость горения в ЖРД // М. Мир, 1975.
7. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Возникновение неустойчивости в ЖРД // Двигатель №2, 2012.
8. А.Т. Филиппов. Многоликий солитон // М. Наука, 1986.
9. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Тензоры и хаос // Двигатель №6, 2017.
10. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Синхронизация автоколебаний в ЖРД // Двигатель №6, 2012.
11. Bo Zhang, Xiangji Guo, Zhugiang Yang. Analysis on the fluid flow in vortex tube with vortex periodical oscillation characteristics // International Journal of Heat and Mass Transfer 103(2016).
12. В.А. Девисилов, Д.А. Жидков, В.С. Спиридонов, О.В. Кирикова. Эксплуатация регулируемых вихревых труб Ранка-Хилша в экологически значимых промышленных установках очистки газов // Экология и промышленность России 2013 г.
13. Ю.М. Кочетков, И.Н. Боровик, О.А. Подымова и др. Вихревые эффекты в вихревых трубах Ранка-Хилша // Вестник московского авиационного института №4, том 23, 2016.

Связь с автором: swgeorgy@gmail.com

ИНФОРМАЦИЯ

1 марта 2018 года в ходе международной онлайн-трансляции был представлен первый полностью электрический серийный автомобиль Jaguar I-PACE, сошедший с конвейера завода в австрийском Граце. Этот автомобиль спроектирован в Великобритании и входит в семейство SUV Jaguar наряду с компактным кроссовером E-PACE и спортивным SUV F-PACE.

Источником энергии на Jaguar I-PACE является литий-ионная батарея емкостью 90 кВт·ч. Она позволяет двум электромоторам общей мощностью 400 л.с. и 696 Нм крутящего момента разогнать автомобиль до 100 км/ч всего за 4,8 секунды. При этом батареи обеспечивают автомобилю запас хода до 480 км (по циклу WLTP), а им самим требует всего 40 минут для зарядки до 80 % от 100-киловаттного зарядного устройства. При домашней зарядке от источника постоянного тока мощностью 7 кВт для 80-процентной зарядки потребует чуть более 10 часов.

Для увеличения запаса хода электромо-

биль оснащён несколькими интеллектуальными системами, среди которых можно отметить систему предварительной подготовки батареи. Благодаря этой системе автоматически повышается или понижается температура батареи в зависимости от условий её эксплуатации для обеспечения максимального пробега.

Автомобиль оснащён двумя электромоторами, разработанными специалистами Jaguar. Для компактности приводные валы проходят прямо через них. Двигатели размещаются на поперечных балках моста.

Применение алюминиевых сплавов и оригинальной конструкции в сочетании с современными технологиями сборки обеспечили электрокар легким, прочным и безопасным кузовом.

Батарея, расположенная между двумя осями, находится настолько низко, насколько это возможно. Это обеспечивает

идеальное распределение веса в пропорциях 50:50 по осям и пониженный центр тяжести машины. Вкупе с усовершенствованной двухрычажной передней подвеской и задней многорычажной подвеской Integral Link с пневматическими пружинами, а также системой Adaptive Dynamics, это обеспечивает I-PACE легкость управления и комфорт при поездке по любой дороге.

I-PACE поступит в продажу в России осенью 2018 года, а цены на автомобиль будут объявлены летом.





МЕЖДУНАРОДНЫЙ
АВИАТРАНСПОРТНЫЙ
ФОРУМ Ульяновск-2018

</Люди.>
-[Технологии.]>
={Инфраструктура.}

Юбилейный V Международный авиатранспортный форум «МАТФ»

16-18 августа 2018 г.

Место проведения:
индустриальный парк
Аэропортовой ОЭЗ
«Ульяновск»

- ▶ **Международный конгресс, ключевые события:**
 - Конференция по кооперации «Ил: вчера, сегодня, завтра. Как стать поставщиком?»
 - Всероссийская конференция «Межрегиональные авиаперевозки как фактор развития территорий и экономики России»
 - Научная конференция «Полимерные композиционные материалы нового поколения. Трансфер инноваций из авиации в приоритетные сектора экономики России»
 - Круглый стол «Перспективы создания беспилотного грузового самолета в России»
 - Конференция «Нормативное регулирование воздушного пространства для АОН и беспилотных авиационных систем»
- ▶ **Международная выставка «Инновации в авиации»** – более 3 000 кв.м. бизнес-пространства
- ▶ **Форум Авиационных регионов**
- ▶ **Уникальное воздушное шоу** с участием самолетов и дронов для 100 000 гостей!



ulaviaforum.ru

Официальное отраслевое издание

АвиаПОРТ

Официальная
площадка
МАТФ-2018:



Ульяновск
Специальный представительный зона

ПО ВОПРОСАМ УЧАСТИЯ ОБРАЩАТЬСЯ: info@ulaviaforum.ru



XIV МОСКОВСКИЙ МЕЖДУНАРОДНЫЙ ИННОВАЦИОННЫЙ ФОРУМ

ТОЧНЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ — ОСНОВА КАЧЕСТВА И БЕЗОПАСНОСТИ

проводится в соответствии с распоряжением Правительства Российской Федерации от 5 апреля 2014 г. № 541-р

**15-17 мая 2018 г.,
Москва, ВДНХ,
павильон 75, «Россия»**

СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫЕ
ВЫСТАВКИ



ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ

Консолидация усилий власти, науки и бизнеса в развитии отечественного приборостроения для обеспечения нужд промышленности и оборонного комплекса страны, а также повышение эффективности российской системы измерений, совершенствование нормативной базы метрологии с учетом международных тенденций в целях поддержки инноваций и их продвижения.

ПРОГРАММА ФОРУМА



METROLEXPO

Метрология и Измерения

14-я выставка средств измерений, испытательного оборудования и метрологического обеспечения.



CONTROL&DIAGNOSTIC

Контроль и Диагностика

7-я выставка промышленного оборудования и приборов для технической диагностики и экспертизы.



RESMETERING

Учёт энергоресурсов

7-я выставка технологического и коммерческого учета энергоресурсов.



LABTEST

Лабораторное оборудование

6-я выставка аналитических приборов и лабораторного оборудования промышленного и научного назначения.



PROMAUTOMATIC

Приборостроение и автоматизация

6-я выставка оборудования и программного обеспечения для технологических и производственных процессов.



WEIGHT SALON

Весовой салон

2-я выставка весового оборудования.

Организаторы



РОССТАНДАРТ

Поддержка



Международные партнеры



Стратегический партнер



Ключевые партнеры выставки



Генеральный партнер



Устроитель и выставочный оператор



ДИРЕКЦИЯ ФОРУМА

129344, Москва, ул. Искры д. 31, корп. 1, Технопарк ВДНХ
Тел./Факс: +7 (495) 937-40-23 (многоканальный)

www.metrol.exprom.ru
E-mail: metrol@exprom.ru

XV ОЛИМПИАДА ПО ИСТОРИИ АВИАЦИИ И ВОЗДУХОПЛАВАНИЯ

Александр Иванович Бажанов,
академик Международной инженерной академии



12-13 апреля 2018 г. в Москве, в выставочном зале Российского государственного гуманитарного университета (РГГУ) состоялся Молодежный симпозиум Пятнадцатой Международной олимпиады по истории авиации и воздухоплавания им. А.Ф. Можайского, посвященной 100-летию Центрального аэрогидродинамического института им. проф. Н.Е. Жуковского. Олимпиада проводится Клубом авиастроителей и Академией наук авиации и воздухоплавания при поддержке Союза машиностроителей России. Значительное участие в проведении Олимпиады принимает ИИЕТ им. С.И. Вавилова АН СССР.

В первый день симпозиума - 12 апреля - финалисты Олимпиады, представители регионов и их сопровождающие посетили Научно-мемориальный музей профессора Н.Е. Жуковского, который располагается в доме-памятнике в Москве по адресу: ул. Радио, дом 17. Специалист по выставочной деятельности Центрального аэрогидродинамического института им. проф. Н.Е. Жуковского Татьяна Петровна Опанасюк подробно рассказала о том, как рождалась и эволюционировала "летающая" Россия, об организации ЦАГИ и о современной жизни института. Переходя из зала в зал, ребята с большим вниманием слушали рассказ о создании научно-экспериментальной аэродинамической базы в России, о знаменитых ученых и знаменитых рекордных перелетах, с любопытством вглядывались в старинные фотографии.

После экскурсии участники симпозиума приехали в РГГУ, где приняли участие в серии психологических тренингов и консультаций, направленных на сплочение команды и снятие излишнего эмоционального напряжения. По окончании тренингов ребята встретились со своими консультантами и потренировались в работе с презентационным оборудованием.

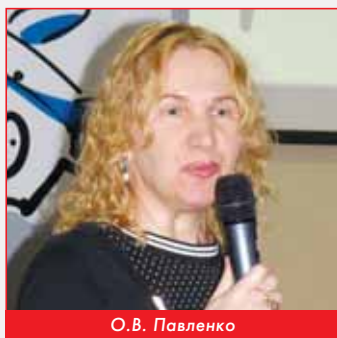
13 апреля одиннадцать финалистов из разных регионов России и Республики Казахстан представили свои работы на Молодежном симпозиуме.

Открыл конкурсную часть симпозиума Первый Вице-Президент Клуба авиастроителей доктор технических наук, действительный член Академии наук авиации и воздухоплавания Виктор Иванович Зазулов, затем к участникам мероприятия с приветствием обратилась проректор по научной работе РГГУ кандидат исторических наук, доцент Ольга Вячеславовна Павленко.

В работе Жюри олимпиады приняли участие люди, посвятившие всю свою жизнь авиации и её истории, известные ученые и журналисты: доктор философских наук, профессор МГТУ им. Н.Э. Баумана, Почетный работник высшего образования РФ, академик Российской академии естественных наук Надежда Гегамовна Багдасарьян; главный редактор научно-технического журнала "Двигатель", генеральный директор ООО "Рэм-вибро", академик Международной инженерной академии Александр Иванович Бажанов; Лауреат Государственной премии, действительный член Академии транспорта, действительный член Академии наук авиации и воздухоплавания, доктор технических наук, профессор Виктор Иванович Зазулов; директор международного института новых образовательных технологий РГГУ, кандидат технических наук Сергей Викторович Кувшинов; доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой "Летательные аппараты" Южного федерального университета, генеральный конструктор ТАНТК им. Г.М. Бериева Геннадий Сергеевич Панатов; Заслуженный летчик-испытатель СССР, Герой Советского Союза, заместитель генерального директора по летным испытаниям ОКБ "Сухой" Виктор Георгиевич Пугачев; кандидат технических наук, историк, писа-



В.И. Зазулов



О.В. Павленко



В.П. Потерухин



И.Б. Фёдоров

тель, руководитель Проблемной группы истории авиации Института истории естествознания и техники им. А.С. Вавилова Российской академии наук Дмитрий Алексеевич Соболев; военный летчик, авиажурналист, Почетный член Авиационного содружества "Свети Илия", Кавалер Почетного Золотого знака пилота ВВС и ПВО Армии Сербии Радмила Дмитриевна Тонкович (Республика Сербия); кандидат технических наук, доцент, специалист в области аэрокосмической техники Владимир Николаевич Шауров; президент МГТУ им. Н.Э. Баумана, академик Российской академии наук Игорь Борисович Федоров.

Молодых людей - будущих авиаторов - приехали послушать почетные гости симпозиума: профессор, доцент, кандидат экономических наук Галина Александровна Аминова; генеральный директор ООО "Редакция журнала "Двигатель"" Дмитрий Александрович Боев; директор фирмы "АВИАТЕХСЕРВИС" Александр Викторович Городничев; генерал-полковник, Начальник Главного управления Генерального штаба Вооружённых Сил Российской Федерации 1992-1997 гг. Фёдор Иванович Ладыгин; главный специалист по вертолётным двигателям Московского вертолётного завода им. М.Л. Миля Геннадий Григорьевич Лазарев; главный специалист департамента молодёжной политики Союза машиностроителей России Александр Романович Макаров; представитель Московского вертолётного завода им. М.Л. Миля, президент Фонда М.Л. Миля Надежда Михайловна Миль; член Попечительского совета Некоммерческого фонда поддержки ветеранов и патриотического воспитания молодежи "Связь поколений", Кавалер ордена Св. Анны II степени Всеволод Петрович Потерухин; заместитель генерального конструктора ОАО "Камов", доктор технических наук Андрей Александрович Пухов; коммерческий директор Интернет-магазина товаров для хобби "ARMATA-MODELS.RU" Артём Юрьевич Радин; глава Симского городского поселения Ашинского района Челябинской области Алексей Дмитриевич Решетов; полковник ВВС, вице-президент МОО "Союз женщин летных специальностей АВИАТРИСА" Галина Петровна Скрובה-Кошкина.

Поддержать финалистов приехали победители прошлых олимпиад, члены Клуба авиационистов: студент МАИ Александр Ильич Волков; инженер конструктор ОАО "Сухой" Илья Александрович Гришин; учащийся Московской гимназии №1576 Илья Андреевич Щур.

Все финалисты Олимпиады получили Сертификаты победителей Первого тура.

Одиннадцать участников Молодежного симпозиума получили сувениры: от компании "ARMATA-MODELS.RU"; компании "СО-ЮЗМУЛЬТФЛЭШ", Московского вертолётного завода им. М.Л. Миля и Союза машиностроителей России; книги Заслуженного лётчика-испытателя СССР, Героя Советского Союза, писателя Владимира Николаевича Кондаурова и доктора технических наук, академика РАН, Героя РФ, заслуженного ученого и конструктора в области вертолётостроения, генерального конструктора АО "Камов" Сергея Викторовича Михеева. Им же были вручены приглашения для посещения Международной летной аэрокосмической школы им. космонавта-испытателя СССР У.Н. Султанова.



Участников Молодёжного симпозиума напутствует С.В. Гвоздев, исполнительный вице-президент Клуба авиационистов

Перед началом конкурсной части симпозиума его участники получили помощь и консультации специалистов-психологов. Вовремя сказанные ими нужные слова позволили снять излишнее эмоциональное напряжение и настроиться на конструктивную работу.



Психолог Иван Дрозд за работой



Жюри приготовилось к работе

Далее, в соответствии с проведённой накануне жеребьёвкой, участники представили свои доклады.



Алексей Таратынов



Алиби Каиргалиулы



Виктория Домахина



Даниил Дебердеев



Руслан Губаев



Дарья Сёмина



Аделина Кильметова



Борис Беляков



Сергей Демидов



Дмитрий Галактионов



Дмитрий Коробейников

Победителями пятнадцатой Олимпиады стали:

1 место (Медаль и Диплом олимпиады) - Даниил Денисович Дебердеев (Муром);

2 место (Диплом олимпиады) - Борис Антонович Беляков (Иваново);

3 место (Диплом олимпиады) - Аделина Динаровна Кильметова (Стерлитамак).

Призы победителям Олимпиады предоставил Союз машиностроителей России.

Специальный приз Клуба авиастроителей "Приз зрительских симпатий" - статуэтка "Колибри" - по решению пользователей сайта олимпиады досталась Кристине Валерьевне Пушинской из Уфы.



Приз победителю от Союза машиностроителей России вручает А.Р. Макаров

Призы - наручные часы производства Часовой компании "Romanoff" - по номинациям получили: Виктория Александровна Домахина (Самара) в номинации "Актуальность и полнота раскрытия темы"; Сергей Владимирович Демидов (Люберцы) в номинации "За глубину исторического исследования".

Специальные личные призы от Генриха Васильевича Новожилова получили: Сергей Владимирович Демидов (Люберцы); Алиби Каиргалиулы (Актобе, Республика Казахстан); Аделина Динаровна Кильметова (Стерлитамак).

В подготовке и проведении Молодежного симпозиума приняли участие:

Академия наук авиации и воздухоплавания (Россия); ООО "АКФ-Консалтинг" (Москва); Департамент внутренней и кадровой политики Белгородской области (Белгород); Институт истории естествознания и техники им. С.И. Вавилова РАН (г. Москва); Интернет-магазин товаров для хобби "ARMATA-MODELS.RU", (Москва); Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (МАИ), (Москва); Московский вертолетный завод им. М.Л. Миля (пос. Томилино, Московская область); Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет) (Москва); Московский станкостроительный завод "МСЗ-САЛЮТ" (Москва); Муромский завод радиоизмерительных приборов; научно-технический журнал "Двигатель" (Москва); Некоммерческая организация "Авиакосмофонд" (Москва); Российский государственный гуманитарный университет (РГГУ) (Москва); рекламно-производственная компания "Гарусс" (Москва); CASIO в России; Союз машиностроителей России; СОЮЗМУЛЬТФЛЭШ (Москва); Средняя общеобразовательная школа № 31 городского округа Стерлитамак (Стерлитамак); Управление образования Администрации городского округа города Нефтекамск (Нефтекамск); Уфимский государственный авиационный технический университет (УГАТУ); Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского (город Жуковский).

Огромную подготовительную работу по подготовке и проведению симпозиума провели молодые члены Клуба авиастроителей и сотрудники Молодежного конструкторского бюро ООО "АКФ-Консалтинг" (Москва).

Работа симпозиума транслировалась в сеть Интернет.

Следующая, уже XVI Олимпиада начнется в октябре 2018 г.



Призы компании "ARMATA-MODELS" вручает её генеральный директор А.Ю. Радин



ОБЪЕДИНЕННАЯ
ДВИГАТЕЛЕСТРОИТЕЛЬНАЯ
КОРПОРАЦИЯ



Акционерное общество
МЕТАЛЛУРГИЧЕСКИЙ ЗАВОД
ЭЛЕКТРОСТАЛЬ



МЕЖДУНАРОДНЫЙ ФОРУМ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ **2018**

4-6 АПРЕЛЯ

МОСКВА, ВДНХ, ПАВИЛЬОН 75

**ОРГАНИЗАТОР И ГЕНЕРАЛЬНЫЙ
СПОНСОР АО "ОБЪЕДИНЕННАЯ
ДВИГАТЕЛЕСТРОИТЕЛЬНАЯ
КОРПОРАЦИЯ"**

АО ОДК - 10 ЛЕТ

**УСТРОИТЕЛЬ - АССОЦИАЦИЯ
"СОЮЗ АВИАЦИОННОГО
ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ"**

**РОССИЯ, 105118, МОСКВА,
ПРОСПЕКТ БУДЁННОГО, 19**

ТЕЛ. (495) 366-18-94, 366-85-22,

366-79-38, 366-45-38

E-MAIL FORUM@ASSAD.RU

WWW.ASSAD.RU

ТРИДЦАТЬ ТРИ ГОДА В РАКЕТНОЙ ТЕХНИКЕ: УСПЕХИ, РАЗНОГЛАСИЯ, КОНФЛИКТЫ

Вячеслав Фёдорович Рахманин,
Лауреат Государственной премии СССР, к.т.н.

(Окончание. Начало в 4-6 - 2015, 1-6 - 2016, 1-6 - 2017, 1 - 2018)

РАЗРАБОТКА "БОЛЬШОГО" ДВИГАТЕЛЯ, СМЕРТЬ КОРОЛЁВА, ПОХОРОНЫ ГЛУШКО

На защите эскизного проекта ракеты-носителя Н1 от ОКБ-456 присутствовал только В.П. Глушко. Он ещё до защиты проекта знал решение Королёва по выбору топлива и, соответственно, разработчика двигателей, а вот решение экспертной комиссии М.В. Келдыша, судя по последующему поведению Глушко, стало для него неожиданным. При обсуждении на совещании Главных конструкторов технической концепции носителя Н1 большинство выступавших: сам Глушко, а также Бармин, Исаев, Пилюгин, Гришин, Мрыкин, Косберг высказались за применение высококипящего топлива, Келдыш и Н.Д. Кузнецов - за дополнительную проработку с учётом экономических и эксплуатационных факторов. Королёв же свою позицию однозначно не обозначил, предложив до принятия окончательного решения вести проработку по всем рассматриваемым вариантам. Основываясь на этом и на дополнительно проведённом им лоббировании своего предложения среди членов экспертной комиссии, Глушко до конца надеялся, что всё это принесёт свои плоды. Однако этого не произошло. Выслушав вердикт экспертной комиссии, Глушко возвратился в ОКБ и собрал у себя в кабинете ведущих работников КБ и завода. Совещание было представительным, присутствовало более 20 человек.

Вопреки сложившейся традиции проведения совещаний, когда Глушко обозначает обсуждаемый вопрос и все желающие высказываются, а в заключение он анализирует высказанные предложения и формулирует принимаемое решение, на этот раз совещание происходило по другому сценарию. По воспоминаниям ветерана НПО Энергомаш д.ф.м.н. Л.Е. Стернина, участника этого совещания, Глушко был явно расстроен. Говорил тихо, между фразами были длинные перерывы. С огорчением проинформировал собравшихся о решении экспертной комиссии принять предложение Королёва использовать в качестве топлива для Н1 кислород с керосином и о своём вынужденном отказе участвовать в разработке двигателей в качестве резервного варианта. В заключение своего вступительного слова он так охарактеризовал принятое решение: *"Это очень плохо для обоих ОКБ - и нашего, и "королёвского", а главное - для всей нашей космонавтики"*. Далее он изложил своё видение долгосрочной перспективы использования научно-технического потенциала ОКБ-456: в первую очередь - доработка в части введения качания отвергнутого ОКБ-1 двигателя 11Д43 на АТ+НДМГ для

его использования на первой ступени разрабатываемой в ОКБ Челомея ракеты УР-500, а также разработка на этом же топливе двигателей для первой и второй ступеней боевой ракеты Р-36 ОКБ Янгеля. Что касается кислородных двигателей, то предлагалось ограничиться завершением работ по двигателю ракеты Р-9А и дальнейшим совершенствованием двигателей для ракет на базе Р-7. Таким образом, в новых разработках ОКБ-456 специализировалось на применении высококипящего топлива. В обсуждении изложенной программы принял участие каждый из присутствующих. Большинство выступавших поддержали своего главного конструктора. Но были высказаны и другие мнения. Так, главный инженер завода А.А. Куинджи, проработавший много лет в сфере производства авиационных моторов, высказал сомнения в целесообразности участия двигателистов в выборе концепции ракетного комплекса, считая достаточным согласование полученного ТЗ на разработку двигателя. Ведущий конструктор по разработке кислородных двигателей для ракет Р-7 и Р-9А А.Д. Дарон высказал сожаление по поводу отказа разрабатывать кислородные двигатели для Н1. Он предположил, что переход к созданию ЖРД увеличенной мощности по схеме с дожиганием генераторного газа приведёт к новому качеству протекания процессов в камере сгорания в отличие от имеющегося опыта работы двигателей по "старой" схеме. При этом он исходил из того, что новые условия горения топлива могут облегчить, но не исключают и того, что могут и усложнить отработку двигателей независимо от используемого окислителя. Имеющиеся результаты работы камер с дожиганием при низких давлениях и небольших тягах нельзя однозначно распространять на работу камер любой размерности и на любых режимах. Это объективно новая техническая проблема, которую придётся решать при переходе на "замкнутую" схему независимо от вида окислителя. Районный инженер военного представительства при ОКБ-456 Б.Я. Копылов также высказал сомнения в правильности того, что накопленный химкинским ОКБ солидный опыт создания кислородных ЖРД не будет использован не только при разработке Н1, но и для других возможных в перспективе кислородных ракет.

Подводя итоги совещания, Глушко высказал благодарность своим ближайшим сотрудникам за поддержку предлагаемого им направления работ, положительно отнёсся к выступлениям Дарона и Копылова, отметив их принципиальность в желании использовать накопленный опыт работы с кислородом, и ещё раз подчеркнул, что в ближайшее десятилетие кислород в качестве окислителя в новых разработках ОКБ-456 использоваться не будет.

Несмотря на принятие столь категоричного решения, Глушко нельзя считать принципиальным противником использования жидкого кислорода в ракетной технике. В этот же период времени в письме к И.Д. Сербину - заведующему отделом оборонной промышленности ЦК КПСС - Глушко писал: *"Исключение разработок кислородных двигателей из перспективной тематики ОКБ-456 не должно рассматриваться как недооценка этого окислителя и объяс-*



11Д43

няется тем, что ОКБ-456 не может охватить все направления в дальнейшем развитии ракетных двигателей и вынуждено выбирать из них наиболее оптимальные. Разработка кислородных двигателей также должна поддерживаться, так как такие двигатели представляются интересом для развития ракетной техники".

Избранное Глушко направление работ по использованию высококипящего топлива получило поддержку в Министерстве обороны. В заключении Ракетных войск по перспективному планированию работ в ОКБ-456, утверждённому в июне 1963 г. Главкомом РВСН маршалом Н.И. Крыловым, отмечено: "Свёртывание в ОКБ-456 разработок ракетных кислородных двигателей является обоснованным, т.к. разработка кислородных ЖРД в ОКБ-456 привела бы к неоправданному дублированию работ, выполняемых по такому же типу в ОКБ-276 и ОКБ-1. Также правильным является прекращение работ по азотнокислотным ЖРД в связи с меньшими энергетическими характеристиками этих двигателей по сравнению с двигателями на топливе АТ+НДМГ".



Ю.А. Гагарин и Н.И. Крылов

Это сугубо техническая оценка работы двух ОКБ фиксировала практическое размежевание творческих направлений деятельности Королёва и Глушко по применению ракетного топлива. После выпуска эскизного проекта ракеты Н1 два выдающихся конструктора, создавшие эпохальную ракету Р-7, открывшую дорогу человечеству в космос, теперь больше не сотрудничали. Деловые контакты между ними, конечно, были: завершались работы по ракете Р-9А, возникали вопросы при эксплуатации двигателей на ракетах семейства Р-7. Кроме того, Глушко выступил с критикой схемы и конструкции ракеты Н1, называя её "складом двигателей", подчёркивал, что "ракета возит воздух" и т.д., а также разрабатывал двигатель для альтернативной ракеты УР-700. Королёв обвинял Глушко в расширяющемся в отрасли применении высококипящего топлива: "дорогого, токсичного, коррозионноактивного и самовоспламеняющегося". Кроме разногласий по техническим вопросам, у каждого из них накопились личные претензии и обиды друг к другу, что в некоторых случаях способствовало перерастанию технического спора в бытовую ссору. Об одном таком случае вспоминает Б.Е. Черток в своей книге "Ракеты и люди" (том 4). В министерстве, в кабинете одного из заместителей министра, с участием Королёва и Глушко обсуждался вопрос завершения работ по ракете Р-9А. В процессе обсуждения Глушко припомнил Королёву его попытку установить на эту ракету двигатель Н.Д. Кузнецова. Королёв в ответ вспылил, ответил в грубой форме. Дальнейший разговор между ними перешёл в бытовую ссору с употреблением площадной брани. Выговорившись, оба академика почти одновременно буквально высочили из кабинета и уехали из министерства.

Королёв тоже не упускал случая высказаться в адрес Глушко. В книге "Секретная зона" (Москва, "Современник", 1996 г.) генеральный конструктор систем радионаведения Г.В. Кисунько приводит такое воспоминание: "Я случайно был свидетелем очень резкого разговора Королёва с Глушко в кулуарах одного из совещаний (Глав-

ных конструкторов ракетной промышленности - В.Р.) Сергей Павлович говорил примерно следующее: "Ничего, мы с Кузнецовым обойдёмся и без тебя, но ты ещё будешь на коленях просить у меня работу" (подлинные образные выражения я опускаю)".

Не став участником работ по созданию носителя Н1, Глушко, наряду с разработкой двигателей по заказам Янгеля и Челомея, внимательно следил за продолжением работ по Н1. А перспектива применения этой ракеты была неопределённой. Не имея конкретных нагрузок, пришлось идеологам разработки Н1 назвать своё детище "Универсальным носителем". В таком незавидном положении оказалась ракета, которая по заявлению её Главного конструктора на защите эскизного проекта, была способна решать многочисленные военные, научные и народно-хозяйственные задачи, а на самом деле не вписывающаяся ни в одну из конкретных военных и космических программ. Такая грандиозная работа и без цели её использования? Не знаю, как бы выходило руководство ОКБ-1 из той ситуации, в которую само себя погрузило, если бы не "помощь" из-за океана. Успехи американцев в разработке Лунной программы и активная её пропаганда в СМИ США заставили обратить внимание руководства СССР на состояние дел в отечественной космонавтике. Последовало политическое решение: "Луну американцам не отдавать". За этим принципиальным решением последовал выпуск в июне 1964 г. правительственного Постановления об организации "Совета по комплексу Н1 для научно-технического руководства, координации работ КБ и НИИ, оперативного решения принципиальных и технических вопросов и контроля за выполнением основных этапов работ по созданию комплекса Н1". Руководителем Совета назначили председателя ГКОТ С.А. Зверева, его заместителями М.В. Келдыша (по науке), С.П. Королёва (по технике) и Г.А. Тюлина (по координации).

Появление нового научно-технического органа побудило Глушко вернуться к своему изначальному предложению. Исходя из того, что кислородно-керосиновые двигатели НК-15 для первой ступени ракеты Н1 находятся на первичном этапе отработки, а ранее отклонённый в эскизном проекте ОКБ-1 двигатель 11Д43 в июле 1965 г. выйдет на лётные испытания в составе ракеты УР-500, Глушко предложил руководству Совета обсудить замену двигателя НК-15 на двигатель 11Д43, заменив, естественно, и состав топлива. Для доклада на Совете Глушко подготовил статистику успешных стендовых испытаний двигателя 11Д43, а также необходимые расчётные материалы и технико-экономическое обоснование своего предложения. Однако члены президиума Совета, сославшись на принятое Экспертным советом в июле 1962 г. решение и ряд последующих правительственных Постановлений, отказали Глушко в обсуждении его предложения на Совете.

Организация Совета явилась первым шагом в активизации работ по Н1. Следующим шагом стал выпуск 3 августа 1964 г. правительственного Постановления "О работах по исследованию Луны и освоению космического пространства", в котором предусматривалась разработка на базе носителя Н1 космического комплекса Н1-Л3 для осуществления пилотируемой экспедиции на Луну с выходом космонавта на поверхность естественного спутника Земли и последующим возвращением на Землю. Из назначенных сроков выполнения этой космической операции следовало, что советский космонавт должен посетить Луну раньше американских астронавтов.

Участники разработки комплекса Н1 приняли выход Постановления с воодушевлением. Уже через 10 дней, 13 августа 1964 г., Королёв собрал широкое совещание участников разработки комплекса Н1, на котором во вступительном слове с удовлетворением отметил, что в вышедшем 3 августа Постановлении впервые перед разработчиками Н1 поставлена важнейшая задача - не только обеспечить посещение Луны советским человеком, но и опередить в этом американцев.

После выхода Постановления от 3 августа начались работы по созданию Лунного экспедиционного комплекса. Наконец-то появилась конкретная задача для использования ракеты Н1. Однако первые же оценки заложенной в эскизном проекте мощности ракеты показали, что в исходном варианте ракета не способна обеспе-

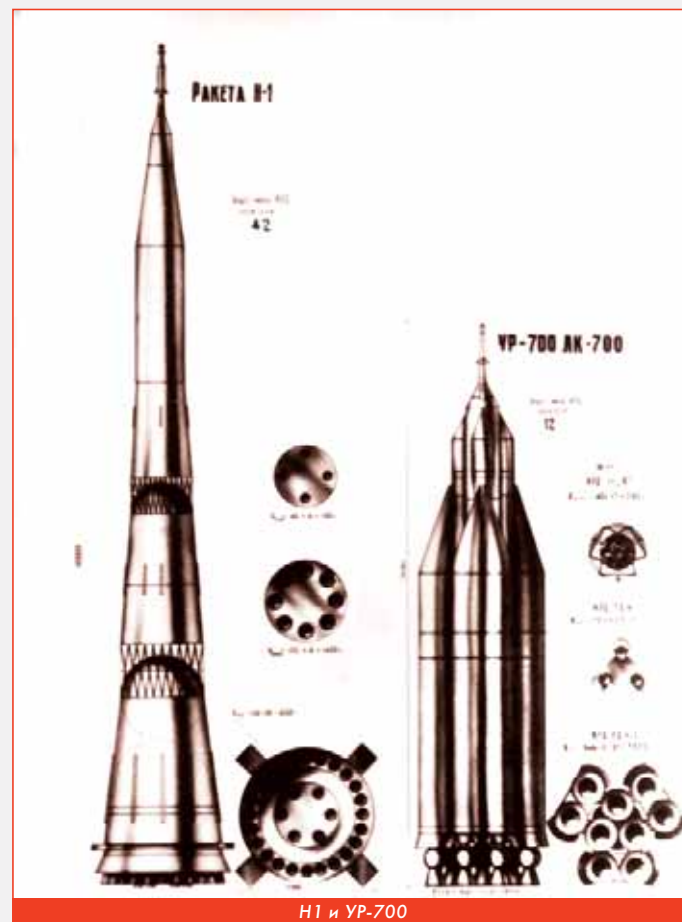
чить выполнение поставленной задачи - выводимой на околоземную орбиту массы в 75 тонн явно не хватало. Минимально необходимая нагрузка составляла около 95 тонн. Для обеспечения вывода такой нагрузки был разработан ряд мероприятий, среди них снижение опорной орбиты с 300 до 200 км, установка дополнительно к 24 двигателям первой ступени ещё 6 двигателей, форсирование по тяге всех двигателей на 2 %, увеличение объёма топливных баков путём врезки цилиндрической обечайки в центральную часть сферических баков, снижение температуры заправляемого топлива, ограничение количества членов экипажа до двух космонавтов, причём на поверхность Луны спускается только один, второй космонавт ожидает его в возвращающемся аппарате на окололунной орбите. Работы велись ударными темпами, и 25 декабря 1964 г. Королёв подписал эскизный проект Лунного комплекса Н1-Л3. А в сентябре 1965 г. экспертная комиссия под председательством президента АН СССР М.В. Келдыша его одобрила. Вскоре был утверждён и план-график работ по созданию комплекса Н1-Л3.

Выпуск Постановления от 3 августа 1964 г., наконец-то, привязавшего "бесхозную" ракету Н1 к конкретной целевой программе, не только воодушевил её разработчиков, но и пробудил интерес других главных конструкторов ракетной техники к их возможному участию в Лунной программе. К этому времени в ОКБ Глушко завершились проектные работы по однокамерному двигателю на топливе АТ+НДМГ тягой 600 тс. Работы проводились в соответствии с правительственным Постановлением от 26.06.62 г., которым поручалось ОКБ-456 провести расчётно-проектные работы и определить оптимальные параметры и характеристики ЖРД с тягой до 1000 тс в одной камере. Исследования завершились выпуском в 1963 г. предэскизного проекта двигателя 8Д420. В процессе проведения этой работы Глушко поставил задачу не только определить оптимальную тягу для мощного ЖРД, но и разработать схему двигателя, обеспечивающую максимально возможный удельный импульс тяги. Это был постоянный "пунктик" в его требованиях при разработке ЖРД. Удельный импульс тяги в конкретном двигателе зависит от степени расширения газов, т. е. от отношения давления газов в камере сгорания к давлению на срезе сопла. Поскольку давление газов на срезе сопла двигателей первой ступени практически не бывает ниже 0,5...0,6 атм, то увеличение степени расширения обеспечивается только повышением давления в камере сгорания. Расчёты показали, что максимальное давление в камере двигателя 8Д420 можно получить, применив схему "газ-газ", т.е. дожигать в камере восстановительный и окислительный генераторные газы. Это позволяет получить предельное для этого этапа разработки ЖРД давление в камере 226 атм, а также рекордный для выбранного топлива удельный импульс тяги 301 с на уровне Земли и 322 с в пустоте. Однако такая схема значительно усложняет конструкцию двигателя, т.к. содержит основные агрегаты в удвоенном количестве по сравнению с ранее применяемыми схемами: 2 газогенератора, 2 турбины, 6 насосов, почти удвоенное количество агрегатов автоматики. Всё это существенно усложняло регулирование двигателя и обеспечение его надёжности.

Опыт продуктивной работы с ОКБ Челомея по созданию ракеты УР-500 послужил основанием для обращения Глушко к Челомею с предложением рассмотреть возможность создания мощной космической ракеты. На первой ступени этой ракеты предлагалось установить 8 двигателей 8Д420, на второй ступени один двигатель 8Д420 с высотным соплом, на третьей ступени - 4 двигателя ОКБ Косберга, разработанных для второй ступени УР-500. Такая ракета будет способна выводить в околоземную орбиту полезный груз массой более 120 тонн. В заключении письма Глушко отмечает необходимость создания такой ракеты не позже ракеты "Сатурн-5" и предлагает подготовить проект Постановления с выпуском его в 1964 г. В этом случае начало лётных испытаний может быть назначено на 1967 г.

В.Н. Челомей положительно откликнулся на обращение Глушко и в начале 1965 г. подписал техническое задание на разработку двигателя 8Д420 с форсированием по тяге до 640 тс для его ис-

пользования в составе проектируемого ракетно-космического комплекса УР-700. Эти предложения были реализованы в эскизном проекте двигателя 8Д420 и подготовленном комплекте конструкторской документации. Однако дальнейшие работы - технологическая подготовка производства на опытном заводе - не проводились в связи с отсутствием финансирования этих работ. Это побудило Глушко обратиться с письмами к секретарю ЦК КПСС Д.Ф. Устинову (5 апреля 1965 г.) и министру МОМ С.А. Афанасьеву (13 апреля 1965 г.), в которых он обосновывал целесообразность изготовления двигателей 8Д420 и просил выделить соответствующее финансирование. Просьба была "услышана", министерство деньги выделило, хотя и в несколько меньшем количестве, чем было запрошено. Так в середине 1965 г. на опытном заводе Энергомаш началось изготовление первых узлов двигателя 8Д420.



Проектирование альтернативной ракеты УР-700 с использованием двигателя 8Д420 было воспринято Королёвым как продолжение политики Челомея по разрушению монополии ОКБ-1 в разработке отечественной космической техники. Такого посягательства после уже пробитой бреши в его монополии выходом в эксплуатацию РН "Протон" Королёв допустить не мог. Определив в качестве главного звена в ракете УР-700 её двигатель тягой 640 тс, Королёв решил нанести превентивный удар по этому элементу разрабатываемой конкурентами ракеты.

29.09.65 г., за подписью технических руководителей ОКБ-1 С.П. Королёва, В.П. Мишина, С.С. Крюкова, К.Д. Бушуева и М.В. Мельникова, в адрес министра МОМ была направлена "Докладная записка" *"О нецелесообразности разработки двигателей на АТ+НДМГ с тягой 600 т для тяжёлых ракет-носителей, выводющих на орбиту ИСЗ полезные грузы весом 150-200 т"*.

"Докладная записка" по объёму и содержанию представляет небольшой научно-технический отчёт, содержащий доводы, вынесенные в заголовок. Эта же мысль содержится и в первом пункте выводов, во втором пункте указывается, что *"наиболее рациональным является использование уже разработанных двигателей с тягой 150 т на компонентах кислород-керосин с дальнейшим констру-*

тивным и энергетическим совершенствованием всех ступеней ракеты Н1...".

Получив очередную научно-техническую "задачку", министр С.А. Афанасьев поручил отраслевому НИИ-88 провести экспертизу целесообразности разработки двигателя 8Д420 и использования его в составе Лунного космического комплекса. 18 июля 1965 г. директор НИИ-88 Ю.А. Мозжорин подписал заключение, в котором отмечалось, что разработка кислородно-керосиновых двигателей для комплекса Н1-Л3 может быть завершена через 1,5-2 года. На разработку новой ракеты типа УР-700 с использованием двигателя 8Д420 потребуются времени не менее указанного. Поэтому целесообразно организовать всемерное форсирование работ по принятому варианту носителя Н1. А двигатели тягой 600 тс и более могут найти применение в лучшем случае через 10-15 лет. Попутно указывалось на недостаток финансовых средств для ведения одновременной разработки двух носителей - Н1 и УР-700, предназначенных для решения одной и той же космической задачи.

Негативное отношение ОКБ-1 и НИИ-88 к предложению разработать альтернативный вариант РН, а также успехи американцев в реализации намеченной Лунной программы, в частности, успешное завершение официальных стендовых испытаний двигателя F-1 первой ступени РН "Сатурн-5" тягой 680 тс, побудили четырёх главных конструкторов: В.Н. Челомея, В.П. Глушко, В.П. Бармина и В.И. Кузнецова обратиться 16 октября 1965 г. в МОМ с предложением приступить к разработке ракеты УР-700 с использованием двигателя 8Д420. Одним из обоснований целесообразности создания такого космического комплекса явилось сопоставление количества двигателей на 3-х ступенях "Сатурна-5" ($5 + 5 + 1 = 11$) и Н1 ($30 + 8 + 4 = 42$). От количества двигателей, по утверждению авторов письма, напрямую зависит надёжность всей ракеты, а в этом ракета Н1 выглядит существенно хуже "Сатурна-5". Предполагаемая ракета УР-700 будет создана на базе уже находящейся в лёгкой эксплуатации ракеты УР-500 путём установки на неё первой ступени из 8 двигателей 8Д420. Таким образом ракета УР-700 будет иметь 18 двигателей ($8 + 6 + 4 = 18$), т.е. на 24 двигателя меньше, чем ракета Н1. В письме приводились и другие достоинства ракеты УР-700 в сравнении с Н1. В заключении авторы писали: *"Для решения задач полётов на Луну при интенсивной работе, начатой без промедления, к 1970 г. может быть создана тяжёлая ракета УР-700 с характеристиками, превышающими американские (прямой полёт на Луну), по более простой и надёжной схеме, чем "Сатурн-5" и Н1, и просим выпустить министерский приказ на выполнение эскизного проекта УР-700"*. Последняя просьба была выполнена, министр МОМ 20.10.65 г. подписал приказ о разработке предэскизного проекта комплекса УР-700, предусматривающего разработку двигателя 8Д420 в сроки, опережающие создание остальных ракетных систем.

Развёртывание параллельных работ вызвало резкий протест у Королёва. Он при каждом удобном случае пытался доказать ненужность создания носителя УР-700 и особенно его возмущала разработка двигателя 8Д420. Не оставался в долгу и Глушко. В качестве примера можно привести дневниковую запись Н.П. Каманина за 25 ноября 1965 г. ("Скрытый космос", книга 2): *"Вчера в беседе со мной Королёв жаловался на Глушко. Со слов Королёва Глушко выступил на заседании ВПК с резкой критикой в адрес ОКБ-1 и Королёва - критика была нетоварищеская, со стремлением загнать в угол. Королёв сказал, что выступление Глушко не понравилось всем присутствующим, а Смирнов даже вынужден был резко оборвать его. Я знаю, что уже несколько лет Королёв не ладит с Глушко. Виновником этой затянувшейся ссоры я всегда считал Королёва...Сергей Павлович неправильно воспринимает критику в свой адрес. Королёв сказал мне вчера: "Глушко считает, что он главный последователь идей Циолковского, а мы - только делатели консервных банок". В разговорах с Глушко я иногда чувствовал некоторую обиду за недооценку деятельности его ОКБ и возвышение Королёва после присвоения ему титула Главного конструктора ракетно-космической техники"*.

Конфликты и ссоры между Королёвым и Глушко были широко

известны в среде ракетного сообщества и его участники не могли занимать нейтральную позицию. Не одобряя в целом сложившуюся ситуацию, мнения о "виновнике" конфликта разделились. Некоторые считали виновником Глушко, т.к. он скептически относился к лидирующему положению Королёва среди Главных конструкторов, часто возражал Королёву, имел и отстаивал свою точку зрения по техническим вопросам, предлагал собственные перспективные планы развития ракетостроения. Другие считали виновником Королёва, которому, по воспоминаниям Б.Е. Чертока в ранее упомянутой книге: *"Отнюдь не были чужды такие черты характера, как властность и честолюбие"*. Об этих же чертах характера Королёва упоминает и Н.П. Каманин в своих дневниковых записях ("Скрытый космос", книга 2), где приводит фразу В.П. Бармина *"Работали дружно, когда все были Главными, а теперь один Главный конструктор и один Главный теоретик"*.

Контактирующий с Королёвым, Глушко и другими Главными конструкторами лётчик-испытатель и писатель М.Л. Галлай в своей повести "С человеком на борту" (Москва, Военное издательство 1990г) в главе "Королёв" так охарактеризовал отношения Королёва со своими партнёрами: *"В плеяде конструкторов космической техники Королёв был, что называется первым среди равных. Его окружали настоящие лидеры в полном смысле этого ко многому обязывающего слова: В.П. Глушко, Н.А. Пилюгин, В.И. Кузнецов, В.П. Бармин, М.С. Рязанский. [...] Однако в интересах истины нельзя не сказать, что Королёв обладал умением сам создавать себе недругов и - что бывало ещё досаднее - ссориться с друзьями. Обидно было видеть, как из-за своей вспыльчивости, резкости, властности он иногда создавал конфликты между собой и людьми, бывшими для него, без преувеличения, родными братьями по таланту, по масштабу мышления, по сложности судьбы, наконец, по одному и тому же делу, которому оба предано служили. Конфликты - для обеих сторон тяжёлые, но тем не менее затяжные - на многие годы и месяцы"*.

Руководство ракетно-космической отрасли считало такие взаимоотношения между выдающимися конструкторами недопустимыми и был предпринят ряд попыток их примирения. По информации С.Н. Хрущёва, приведённой в книге "Никита Хрущёв: кризисы и ракеты" (том 2), этим поочередно и по собственной инициативе, и по поручению Хрущёва последовательно занимались Д.Ф. Устинов, Ф.Р. Козлов, Л.И. Брежнев. Основным "объектом" для примирения был избран Королёв как наиболее активная и агрессивная сторона происходивших ссор. Но все попытки потерпели неудачу. Завершающую попытку сделал сам Н.С. Хрущёв, о чём подробно изложено в указанной книге. Разговор вёлся втроём, после вечернего чая на даче у Н.С. Хрущёва, но и эта "очная ставка" Королёва и Глушко не принесла успеха. Да его и не могло быть! Чем "миротворцы" могли воздействовать на двух академиков, выдающихся личностей с "крутыми" характерами, имеющими взаимные личные претензии? И, главное, для чего? На практической деятельности в текущее время их отношения не сказывались, каждый работал в своей нише независимо друг от друга. В ближайшей перспективе их совместная работа не предвиделась, так что оставалась только морально-этическая сторона их отношений, когда в среде научно-технического "бомонда" два выдающихся человека периодически поливали друг друга словесной грязью. Так что же можно было предпринять для их примирения? Пристыдить, как подростков? Или взывать к их выдающимся заслугам и уговаривать не порочить своё имя? А как предполагалось провести примирение? О публичном принесении извинений каждым из них не могло быть по определению, а тогда как? Взять с каждого слово, что он не будет публично устраивать ссоры, но это не смог бы выполнить Королёв с его взрывным характером, да и Глушко "тихой сапой" мог провоцировать Королёва на скандалы.

Словом, обострившиеся после 1962 г. конфликтные отношения между Королёвым и Глушко только усиливались и могли быть прекращены только со смертью одного из них.

Первый в нашей стране (что бесспорно по времени его назначения) Главный конструктор жидкостных ракет дальнего действия

С.П. Королёв умер 14 января 1966 г. на хирургическом столе после проведения плановой операции, первоначально считавшейся довольно простой. Причина неожиданной смерти имеет ряд толкований. История этой трагедии довольно подробно изложена в книге "Отец" (Москва, "Наука", 2002 г.), написанной Н.С. Королёвой, дочерью Сергея Павловича. Не буду повторять подробности трагедии, расскажу, как восприняли известие о смерти Королёва Глушко и конструкторы ОКБ-456.

Прошло много лет с того дня, но, видимо, из-за неординарности этого события, его подробности прочно осели в моей памяти.

В это время в кабинете Глушко шло совещание. Не помню, по какому поводу, но оно, видимо было связано с одним из двигателей, изготавливаемых в Днепропетровске, т.к. только в этом случае я мог присутствовать в тот период моей работы на совещании у Глушко. И скорее всего разбиралась какая-то авария серийно поставляемого двигателя, т.к. совещание проходило в первой половине дня, а в это время по внутреннему распорядку дня Глушко обычно занимался своими делами, не связанными с текущим производством. Но при авариях серийных двигателей начинали звонить ему различного рода начальники, и Глушко всегда предварительно готовился к таким звонкам. Вот и во время совещания зазвонил телефон, называемый у нас "кремлёвкой". Глушко перешёл из-за большого стола для совещаний за свой рабочий стол, взял трубку, поздоровался и потом молча выслушал звонившего и ничего не сказав в ответ, положил телефонную трубку. После этого он какое-то время, опустив голову, стоял около телефона, а затем медленнее, чем обычно, он двигался по кабинету, словно в нерешительности подошёл к своему месту за столом заседания и прежде чем сесть, некоторое время молча стоял, глядя отсутствующим взглядом поверх наших голов. Необычность происходящего вслило в нас тревогу и одновременно любопытство. С момента выслушивания Глушко телефонного сообщения и до его возвращения к столу совещаний никто не проронил ни одного слова. После кратковременной паузы Глушко тихим голосом, медленно выговаривая слова, сказал: *"Умер Сергей Павлович Королёв"*. На наши вопросительные взгляды никакого разъяснения не последовало.

О чём думал в эти минуты Глушко? Что он вспоминал? Попробуем реконструировать возможный ход его мыслей. С Королёвым они жили и работали в одной профессиональной нише в течение 33 лет. За эти годы вместе познали радость творческих побед и горечь досадных неудач, тюремные застенки и высшие государственные награды, совместные успехи и взаимные личные обиды. И вот Сергея больше нет, нет партнёра, профессионала-единомышленника и, одновременно, упрямого, неуступчивого конкурента по взглядам на перспективу развития ракетной техники.

Ушёл из жизни человек, с которым они вместе творили историю отечественной и мировой ракетной техники и космонавтики. Вместе с ним ушли в прошлое их разногласия и конфликты. Теперь он, Валентин Глушко, должен восполнить утрату, понесённую отечественной космической наукой и техникой.

Мне представляется, что в течение кратковременной паузы после телефонного звонка всё это промелькнуло в памяти Глушко, и он ощутил, что любой человек смертен, а для других жизнь продолжается и нужно продолжать делать дело, ставшее смыслом жизни как для него самого, ещё полного творческих сил, так и для уже ушедшего в мировую историю Сергея Королёва. И лучшей памятью о нём будет успешное продолжение их общего по большому счёту дела.

С этой мыслью Глушко занял своё место во главе стола и уже в привычной ему манере сказал: *"Продолжим наше совещание. На каком месте обсуждения мы прервались?"*. Этот вопрос выдал его внутреннее смятение полученным известием, т.к. в других случаях неожиданного прерывания совещания он без подсказки продолжал излагать прерванную буквально на полуслове мысль или напоминал другому участнику совещания, с какого места ему следует продолжить своё выступление.

Совещание продолжилось, но обычный темп и привычная острота полемики, присущие таким совещаниям, на этот раз смени-

лись вялым изложением позиций спорящих сторон. Мы все были подавлены полученным известием о смерти С.П. Королёва, с которым некоторые участники совещания были лично знакомы. После совещания его участники стали звонить в ОКБ-1, пытаясь узнать, что случилось с Королёвым, т.к. никаких сведений о его болезни не было, он до конца декабря, без внешних признаков какого-либо тяжёлого заболевания находился на работе и вдруг... Неожиданность смерти ещё более усиливало трагедию случившегося.

Похороны С.П. Королёва были организованы на высшем государственном уровне. Гроб с телом Королёва был установлен в Колонном зале Дома Союзов. В связи с нескончаемым потоком москвичей, желающих отдать дань уважения и попрощаться с основоположником практической космонавтики, время посещения Колонного зала было продлено, и я после работы по дороге домой тоже прошёл в потоке людей мимо гроба и сидящих в сторонке родственников и друзей покойного, чем выразил своё уважение безвременно ушедшему из жизни Главному конструктору и выдающемуся организатору работ по созданию ракетно-космической техники. У гроба, со стороны ног покойного, на красных подушечках были традиционно размещены многочисленные государственные, отраслевые и общественные награды и премии. При всём их многообразии одной всё-таки не хватало - медали лауреата Нобелевской премии. По этому поводу вспоминается, не знаю уж, то ли легенда, то ли действительно произошедшая история. После запуска первого спутника Нобелевский комитет обратился в Академию наук СССР с предложением представить кандидатуры на присуждение Нобелевской премии за выдающееся научно-техническое событие. Доложили об этом предложении Н.С. Хрущёву. Всемирно-историческая значимость события и инициатива самого Нобелевского комитета практически гарантировали присвоения звания лауреата предложенным кандидатурам. Но Хрущёв рассудил по-другому: *"Над созданием спутника работал весь советский народ!"* Существует толкование такого решения - Хрущёв не хотел официально раскрыть фамилии технических руководителей советского ракетостроения. Есть и более злоязычное мнение - Хрущёв видел себя в роли Нобелевского лауреата, но не был уверен, что его кандидатура будет поддержана комитетом. Так это было или иначе, но за запуск спутника Нобелевская премия не присуждалась. А вот Хрущёв был последователен в своей оценке участия в создании спутника - многие сотни учёных, инженеров, рабочих, военнослужащих, участвующих в разработке, изготовлении и подготовке ракетно-космической инфраструктуры, завершившейся запуском спутника, получили государственные награды и звания всего существующего в стране диапазона их значимости.

Траурный митинг состоялся на следующий день, 18 января 1966 г. С трибуны мавзолея В.И. Ленина выступили Л.В. Смирнов, М.В. Келдыш, Н. Егорычев, Ю.А. Гагарин. Урну с прахом Королёва захоронили в Кремлёвской стене. В центральных газетах был опубликован портрет Королёва и некролог, подписанный руководителями партии и правительства, а также видными учёными и конструкторами. С разрешения Л.И. Брежнева в некрологе и сопутствующих ему газетных статьях была "раскрыта" фамилия "Главного конструктора космонавтики" и приведены его главные достижения в этой области науки и техники. Организацией похорон Королёва на высшем государственном уровне руководители партии и правительства отдали долг выдающемуся конструктору и одному из организаторов ракетной промышленности за десятилетия его безвестности. О получаемых им прижизненно высоких званиях, степенях, государственных и ведомственных наградах было известно в узких кругах причастных к его деятельности лиц. И только уход из жизни сделал его известным широким народным массам. Это обстоятельство обеспечило Королёву всенародное признание того самого "Главного конструктора", который чуть ли ни в одиночку создал космическую ракету, затем спутник и "запустил" в космос Гагарина... Вера в уникальные способности Королёва прочно вошла в умы людей и при последующих неудачах нашей космонавтики - гибели космонавтов и других ставших известными авариях космической техники - в народе существовало устойчивое мнение - был бы жив Королёв,



Похороны С.П. Королёва

он бы такого не допустил. В российском народе испокон сильна вера в высшую силу - Бога, царя, вождя, героя...

Торжественность похорон Королёва произвела глубокое впечатление на многих специалистов, причастных к ракетно-космической технике. На этой почве родилась, как я считаю, легенда: будто бы Глушко в среде узкого круга близких к нему людей, пораженный торжественностью увиденного им ритуала, заявил: "Если бы гарантировались такие похороны и для меня, то я согласен через 1,5-2 года умереть!". Но такое высказывание не укладывается в тот образ Глушко, который сложился у меня за многие годы работы под его руководством. Глушко слишком любил жизнь, чтобы до такой степени завидовать пышности похорон. В связи с этим я попытался выяснить, кому или в чьем присутствии высказал Глушко такую кромольную на мой взгляд мысль? И каждый из тех, кто упоминал об этой фразе, в лучшем случае ссылаясь на другого, от которого он якобы слышал о таком высказывании Глушко. Но до первоисточника, т.е. человека, слышавшего эту фразу лично от Глушко, мне "добраться" не удалось. Так что, скорее всего это распространяющийся вымысел недругов Глушко, питающих к нему неприязнь. А таковых у него было немало.

О реакции Глушко на известие о смерти Королёва я, бывало, упоминал в случае разговора на эту тему со своими знакомыми из других предприятий нашей отрасли. И не редко реакция слушателя была негативной: "Как это Глушко продолжил совещание?". В те времена я не вступал в полемику по этому поводу: ну, считает кто-то поведение Глушко неправильным, так это дело и право слушателя. Сейчас же считаю необходимым высказать своё мнение. А что должен был предпринять Глушко в этом случае? Прекратить совещание и куда-то ехать? Куда и зачем? Или высказаться по поводу значимости утраты Королёва для нашего общего дела? Но все участники совещания были хорошо осведомлены о роли Королёва в отечественном ракетостроении. Так что в моём представлении Глушко в течение минутного молчания после телефонного звонка принял единственно правильное решение. Своим поведением он показал, что жизнь продолжается, что люди любого ранга и общественной значимости уходят из жизни, но их дело не может быть остановлено и лучшей памятью о них будет успешное продолжение проводимых ими работ.

Завершая изложение о сотрудничестве и личных отношениях Глушко и Королёва, расскажу об одном частном случае их общения, свидетелем которого я случайно оказался. Мне посчастливилось увидеть Королёва "в живую" единожды, но зато вблизи и наблюдать отношение Глушко и Королёва в полуофициальной обстановке.

В конце весны (или в начале лета) 1961 г. я находился в командировке в филиале № 1 нашего ОКБ-456. Филиал находился в лесистой местности близ небольшого озера, каковых множество на территории Карельского перешейка, примерно в 9...10 км от городка Приморск и 50 км от г. Выборг. Филиал № 1 "вырос" из ранее расположенной на этом месте стендовой площадки ГИПХа, который проводил там исследования химико-физических свойств фтора и его соединений. Глушко проявлял интерес к этим химическим веществам в плане возможного их применения в качестве компо-



Общий вид стенда в Приморске

нентов ракетного топлива. В декабре 1956 г. он обратился с письмом к председателю Спецкомитета СССР Г.Н. Пашкову с предложением, поддержанным ГИПХом, о передаче стендовой площадки в состав ОКБ-456 для организации там проведения огневых испытаний фторных двигателей. В марте 1958 г. филиал № 1 был организован, на построенном огневом стенде начались испытания автономно работающих на топливе фтор+аммиак экспериментальных камер Э-500 (тяга около 500 кгс) и, позднее, Э-1500 (тягой в 1,5 тс). Работы велись в соответствии с правительственным Постановлением от 20 марта 1958 г., которым ОКБ-456 поручалось к 1961 г. разработать ЖРД на фторном окислителе. Характерной особенностью указанного Постановления являлось поручение разработки только двигателя, без привязки его к какой-либо ракете. Видимо, сказывалось сомнение, что двигателисты ОКБ-456 сумеют совладать с самым агрессивным в химическом отношении веществом, способным активно реагировать с большинством металлов. А его чрезвычайно высокая токсичность была "притчей во языцях" и отпугивала от его применения других разработчиков ракетной техники. Но Глушко считал, что современное состояние науки и техники позволяет решить задачу применения в ракетной технике столь эффективного компонента ракетного топлива, как фтор.

Получив некоторый практический опыт работы со фтором при испытаниях малоразмерных модельных камер, Глушко в ноябре 1959 г. принимает решение приступить к разработке фторо-аммиачно двигателя с дожиганием восстановительного генераторного газа тягой 10 тс и удельным импульсом тяги 405 с, что на 75...80 с превышало удельный импульс аналогичных кислородно-керосиновых двигателей.

Экспериментальные работы по созданию нового двигателя начались в 1960 г. и велись по принятой в ОКБ-456 методике с использованием на начальном этапе работ матчасти от ранее разработанных двигателей. В данном случае начало было положено поиском оптимального смесеобразования при горении газо-жидкостной смеси компонентов топлива в камере сгорания. Для этой цели использовалась рулевая камера двигателя РД-107 с замешанной штатной смесительной головкой на экспериментальную. На эту



Экспериментальный фтор-аммиачный двигатель

головку устанавливался газогенератор, который "подавал" в камеру восстановительный фторо-аммиачный газ. Жидкий фтор поступал в головку по отдельной магистрали. Оба компонента подавались в камеру и газогенератор из стендовых баков вытеснительной системой.

В этот период времени я разрабатывал конструкцию камеры и составлял программу её стендовых испытаний. В мои служебные обязанности входило присутствие на этих испытаниях, послепусковой осмотр камеры, экспресс-анализ полученных результатов и, при необходимости, выдача предложений по корректировке программы проведения испытаний. В связи с этим я в течение цикла стендовых испытаний камер, продолжавшегося 2-3 недели, находился в командировке в филиале № 1. Во время такой командировки, в конце мая (или начале июня) 1961 г., неожиданно, во всяком случае для меня, в филиал приехали С.П. Королёв и В.П. Глушко, которого сопровождали зам. главного конструктора ОКБ-456 В.И. Курбатов и начальник конструкторской бригады по разработке фторного двигателя Ю.Н. Кутуков.

Позднее я узнал о причинах посещения Королёвым нашего филиала. В конце мая 1960 г. Глушко направил Королёву письмо по поводу проведения работ по созданию фторо-аммиачного двигателя. В письме, в частности, указывалось, что в соответствии с правительственным Постановлением в ОКБ-456 "с начала 1960 г. ведутся проектные работы по двигателю закрытой схемы с давлением в камере 120 атм и удельной тягой 405 ед. [...] Постановлением не предусматривается разработка фторной ракеты, а только создание стендового образца фторного двигателя. ОКБ-456 готово рассмотреть ТЗ ОКБ-1 на фторный двигатель, ориентировочный срок поставки двигателей - IV квартал 1962 г."

Видимо с целью предварительного ознакомления с испытательной базой и проводимыми экспериментальными работами по созданию фторного двигателя и прибыл в филиал Королёв, разумеется, в сопровождении Глушко.

В число сопровождающих высокого гостя при осмотре лаборатории и стендов на территории филиала неожиданно включили и меня. Как позже признался Кутуков, это была его инициатива. По согласованию с Глушко мне отводилась роль "держателя технической информации", вдруг возникнут конкретные технические вопросы, связанные с результатами текущих испытаний и ближайшими планами по их проведению. Вопросы для меня не оказались, и я довольствовался ролью молчаливого наблюдателя.

Из посещения Королёвым нашего филиала мне запомнилось два момента. Во-первых, отношение Глушко к Королёву. Глушко был мало похож на себя, каким я привык видеть его на совещаниях в ОКБ. Здесь, в филиале, он выглядел как хлебосольный хозяин, стремящийся угодить дорогому гостю. Нет, заискиванием это не назовёшь, но внешне от всегда сосредоточенного на своих мыслях Глушко не осталось и следа. Он часто улыбался, роль гида ему была явно по душе, он стремился пробудить у Королёва интерес к демонстрируемым объектам. Королёв же был мрачен, вопросов почти не задавал и встречного интереса не проявлял. Погода в этот майский день была хорошая, ярко светило солнце. На деревьях, мимо которых двигалась наша группа, порхали и щебетали птицы. Это заметил Глушко и обратил внимание Королёва: "Сергей, вот говорят, что фтор смертельно ядовит и отравляет всю округу. А птички сидят на деревьях около стенда и весело щебечут". Королёв посмотрел вверх на деревья и ничего не ответил. Раньше я Королёва никогда не видел и мне трудно дать оценку его отношению к происходящему вокруг него, но у меня сложилось мнение, что Королёв не испытывает интереса к окружающей его обстановке.

Второй запомнившийся мне эпизод, связанный с посещением Королёва, произошёл на грузовой автостоянке, расположенной на территории филиала. Там стоял автомобиль-заправщик, в котором доставляли жидкий фтор. Слушая рассказ Глушко, Королёв опирался рукой о борт этого автомобиля. При упоминании Глушко, что в ёмкости этого автомобиля в филиал доставили несколько тонн жидкого фтора, Королёв вздрогнул и как-то судорожно, рефлекторно отдернул руку и, не сказав ни слова, быстро пошёл в сторо-

ну от автостоянки. Случай малозначачий, но он возник спонтанно и объективно проявил отношение Королёва к токсичным веществам. По плану "экскурсии" предстояло ещё посещение рабочего места на огневом стенде, но Королёв под каким-то предлогом отказался, ограничившись осмотром пультовой кабины управления ходом испытания.

Дальнейшее общение Королёва и Глушко проходило в кабинете начальника филиала Е.Н. Кузьмина, куда я не был приглашен. О чём они говорили, какие выводы сделал Королёв после обзорного знакомства с испытательной базой, в ту пору мне не было известно. Значительно позднее, знакомясь в архиве с документами тех лет, я обнаружил письмо Королёва, направленное в январе 1962 г. Д.Ф. Устинову и Л.В. Смирнову, по вопросам выбора ракетного топлива в отечественном двигателестроении. В письме упоминался и фтор: "ОКБ-1 считает, что проведение дальнейших работ по освоению фтора как окислителя в ЖРД является нецелесообразным и более правильно будет сосредоточить усилия на освоении самой рациональной пары - кислорода и водорода".

Наблюдение за знакомством Королёва с работами по применению фтора и его озабоченность о перспективах выбора эффективного ракетного топлива приводят к некоторым размышлениям.

Широко известно, что Королёв испытывал психологическую антипатию, своего рода аллергическую неприязнь к токсичным компонентам топлива, был верен избранному им топливу - кислород с керосином. Имелся в практике Королёва случай использования высококипящего топлива в ракете Р-11, но это был тот самый случай, который подтверждает правило. Может быть именно он укрепил позицию Королёва в дальнейшем не использовать такое топливо. По поводу причин такого отношения к выбору топлива существуют различные толкования. Некоторые из близких к Королёву сотрудников ОКБ-1 объясняют это его заботой о здоровье испытателей и эксплуатационников ракет, разрабатываемых под его руководством. Вот такое человеколюбие проявлял Королёв. Но если это считать заслугой Королёва, то как быть с требованиями высокой боеготовности ракетного вооружения? И как относиться к учёным-химикам, разрабатывающим новые, необходимые для промышленности вещества, но вредные для здоровья человека? А когорта физиков-ядерщиков, разрабатывающие реакторы для атомных электростанций - они что, монстры-человеконенавистники?

В моём представлении причина негативного отношения Королёва к применению азотнокислотных окислителей заключается в дополнительных трудностях, сопровождающих создание таких ракетных комплексов: азотнокислотные вещества не только токсичны, но и чрезвычайно химически активны, их применение требует обеспечения повышенной герметичности ракетных стыков, специального подбора применяемых металлов и резино-пластмассовых изделий. Отмечая дополнительные технические трудности при создании ракет на токсичном топливе, нельзя умолчать, что отказ Королёва от применения такого топлива объективно является заботой о здоровье людей, эксплуатирующих ракетную технику. Но в то же время нельзя забывать, что использование кислорода также приводило к человеческим жертвам при эксплуатации ракет.

Вопреки позиции Королёва, высококипящее топливо нашло широкое применение в ракетах боевого и космического назначения, его токсичность не стала непреодолимым барьером. Азотный тетроксид (АТ) и несимметричный диметилгидразин (НДМГ) получили широкое применение и даже в технической документации практически официально именовались как "штатное топливо".

Всё это так, но применение фтора в ракетной технике не состоялось, хотя двигатель РД-301 тягой 10 тс прошёл полный цикл наземной отработки. Но в 1977 г. вышло правительственное Постановление о прекращении работ по созданию космического разгонного блока, для которого разрабатывался фторный двигатель. Тема была закрыта. В это время я уже несколько лет работал по другой тематике, но мне было искренне жаль, что такой совершенный двигатель "не увидел небо". Моё равнодушное отношение к этому двигателю основывалось, может быть, на том, что в его конструкции использовано несколько моих оригинальных изобре-



РД-301

тений, которые позволили обеспечить работоспособность камеры, работающей на фторном окислителе по схеме с дожиганием восстановительного генераторного газа. Найти техническое средство для "укрощения" химической активности фтора, "заставить" его стать компонентом ракетного топлива - это действительно выдающееся научно-техническое и инженерное достижение. Значимость выполненной работы понять и оценить могут только химики да двигателисты. Американцы предприняли попытку использовать фтор в качестве окислителя, но уже в самом начале опытных работ пришли к выводу, что проблема технически не разрешима и прекратили работы.

Упомянув о работах с фтором, считаю необходимым отметить, что о его применении в ракетной технике существует множество легенд и мифов. Один из них изложил Я.К. Голованов на страницах своей действительно ценной в историческом плане и талантливо написанной книге "Королёв: факты и мифы". Вынося в название книги слово "мифы", автор как бы заранее предупреждает читателя о возможных отступлениях от фактически происходивших событий.

Используемый автором литературный приём включения мифов безусловно повышал интерес к содержанию книги, но одновременно требовал аккуратности при их использовании, чтобы мифы не подменили исторические факты, не исказили объективной и научной стороны излагаемых событий. Приводимые мифы должны быть адекватны основному содержанию, соответствовать историческим фактам и только "расцвечивать" их пикантными моментами. Поскольку в тексте книги отсутствуют авторские указания, в каких местах изложения истории используются мифы, это вызывает некоторую озабоченность. Авторитет Я. Голованова канонизирует используемые им в книге мифы, что приводит к искажению исторических событий.

В тексте книги изложено множество мифов и выдуманных эпизодов, мною же будет прокомментирован только один эпизод по фторной тематике. Он лёг в строку, т.к. я, как уже ранее информировал читателя, несколько лет работал по этой теме и такой "миф" вызвал у меня недоумение и досаду, что менее информированные читатели воспримут это как реальное изложение событий. Избранный мною эпизод относится к разговору С.П. Королёва и В.И. Курбатова в филиале № 1 в Приморске. "Глушко в это время... интересовали экзотические топлива с окислителем на основе фтора и В.И. Курбатову, одному из своих заместителей, он поручил заниматься только фтором. Фтор сулил заметный прирост тяги. В 1964 г. Королёв сам приехал в Приморск на опытные стенды Глушко - посмотреть, как работают двигатели на новом окислителе.

Стенд иступлённо ревел. Выхлопные газы выводились под воду: они могли отравить всю округу.

- Как он хоть выглядит, этот фтор? - спросил Королёв. Владимир Иванович протянул ему колбу с бурой жидкостью.

- А понюхать можно?

- Не советую, - поморщился Курбатов.

Практик до мозга костей, Королёв быстро понял: фтор - это тупик. Можно построить уникальную ракету, которая должна будет потреблять сотни тонн этого яда, один стакан которого может убить человека. [...] Королёв стал убеждённым противником экзотических топлив, и это подлило масла в огонь их распри с Валентином Петровичем".

Сделаем критический разбор приведённого эпизода, не имеющего ссылки на его мифологическое происхождение. В.И. Курбатову действительно была поручена персональная ответственность за стендовую отработку фторного двигателя, но только в 1966 г. Так что в 1964 г. встречи Курбатова и Королёва в Приморске не было. После исключения в 1962 г. Глушко из числа разработчиков Н1, Королёв не имел контактов с ОКБ-456, тем более не проявлял интереса к работам с токсичным фтором, что подтверждается его упомянутым выше письмом в январе 1962 г. в адреса Д.Ф. Устинова и Л.В. Смирнова.

Теперь о технических вопросах. Стенд не мог "иступлённо реветь", если "выхлопные газы выводились под воду". Но никакого подводного отвода газов на стенде не было, двигатель работал в атмосферу. Курбатов не мог по просьбе Королёва "протянуть ему колбу с бурой жидкостью", т.е. с жидким фтором, температура кипения которого составляет минус 188 °С! И что, Курбатов хранил эту стеклянную (?) колбу в кабинете, где он беседовал с Королёвым? Во истину, "рояль в кустах". А как воспринимать просьбу Королёва разрешить ему понюхать фтор, т.е. открыть колбу? Что, академик Королёв до этого не знал, что фтор - сильнейший яд? Впрочем, именно это следует из последующего текста. Оказалось, что только после этого визита "...Королёв быстро понял: фтор - это тупик". И сделал вывод о степени его ядовитости - "один стакан которого может убить человека". В этом случае воздействие фтора на человека автором приравнивается к воздействию бытового денатурата, в просторечии именуемом "Коньяк три косточки" за изображённые на этикетке бутылки череп и под ним перекрещенные кости, в то время как по медицинским нормам ПДК (предельно допустимая концентрация) фтора составляет 0,001 мг в литре воздуха.

Я.К. Голованов - инженер по образованию, окончив МВТУ им Баумана, несколько лет работал в НИИ-1 МАП, известный и уважаемый журналист, специализировавшийся по ракетно-космической тематике - и вдруг такие "откровения"... Как же в таком случае относиться к другим приведённым в его книге эпизодам из истории ракетной техники, не имеющих авторского указания - где "факты", а где "мифы"? Ведь малая ложь ведёт к большому недоверию.

Несколько покритиковав мемуарную литературу, вернёмся к основной теме нашей статьи - работах Королёва и Глушко в ракетной технике.

Глушко пережил Королёва на 23 года: с 14.01.66 г. по 10.01.89 г. За это время под его руководством, а частично и по его инициативе, были разработаны и сданы в эксплуатацию двигатели боевых ракет 8К67, 8К69, 8К67П, 15А14, 15А15, 15А18, 15А16, а также космических ракет "Протон", "Космос-3М", "Циклон-2" и "Циклон-3". Следует упомянуть и фторно-аммиачный двигатель РД-301, прошедший полный цикл наземной отработки. А сколько ещё было разработано проектов, не получивших дальнейшего развития?

Особо следует отметить разработку Глушко в начале 1970-х годов методики создания ракетноносителей с применением модульного двигателя. Эта методика предусматривала проведение полного цикла разработки универсального модульного двигателя, который затем использовался в различных сочетаниях для комплектации первых ступеней "линейки" ракет-носителей различного класса. Для ракет лёгкого класса использовалось 1-2 модульных двигателя, среднего класса - 2-3 двигателя, для тяжёлого класса - 4 и более двигателей. Методика легла в основу предложенной Глушко новой программы создания в СССР ракет космического назначения и послужила основанием для организации нового ракетного НПО "Энергия" под руководством Глушко - генерального конструктора и директора объединения.

Вложив много творческих сил, человеческой энергии, твёрдости характера и несокрушимой воли, преодолев множество научно-технических, бюрократических и административных препятствий, Глушко сумел создать не превзойдённый до сих пор сверхтяжёлый носитель "Энергия" и многоразовую космическую систему "Энергия-Буран".

Первый и сразу же успешный пуск РН "Энергия" состоялся 15 мая 1987 г. Предполагалось, что в случае успеха будет проведено

широкомасштабное награждение участников разработки, а Глушко получит третью звезду Героя Социалистического труда. Но предварительные переговоры министра МОМ О.Д. Бакланова с М.С. Горбачёвым, присутствующим на полигоне, не привели к положительному результату. Получилось так, что "наградой" стало сообщение ТАСС от 17 мая 1987 года: *"Успешное начало лётно-конструкторских испытаний ракеты-носителя "Энергия" являются крупным достижением отечественной науки и техники в год Великого Октября, открывает новый этап в развитии советской ракетно-космической техники и широкие перспективы в мировом освоении космического пространства"*.

Единственный и полностью успешный орбитальный полёт МКС "Энергия-Буран" состоялся 15 ноября 1988 г. Глушко в это время находился в тяжёлом состоянии в больнице и не мог наблюдать триумфальное завершение своей титанической работы по созданию уникальной ракеты "Энергия" и многоразового ракетно-космического комплекса "Энергия-Буран".

На этот раз значимость события преодолела скептическое отношение к отечественной космонавтике М.С. Горбачёва, о чём неоднократно упоминает в своих воспоминаниях и выступлениях бывший с 1983 по 1988 гг. министром МОМ, а с 1988 по 1991 гг. секретарём ЦК КПСС О.Д. Бакланов, и награждения участников создания МКС "Энергия-Буран" состоялось.

Но среди многочисленных награждённых не нашлось места для В.П. Глушко - Генерального конструктора и основного организатора работ по созданию МКС.

Дело в том, что в октябре 1988 г. правительство СССР приняло Постановление о прекращении повторного награждения уже имеющимися орденами и медалями. При наличии у Глушко ранее полученных наград его могли наградить только орденом "Знак Почёта", что выглядело бы издевательской насмешкой. Так что к "награждению" Глушко за успешное создание МКС "Энергия-Буран" можно отнести только правительственное поздравление, опубликованное в газете "Правда" 16 ноября 1988 г: *"[...] ЦК КПСС, Президиум Верховного Совета СССР и СМ СССР горячо поздравляют с выдающимися достижениями советской космонавтики учёных, конструкторов, инженеров, техников, рабочих, ... коллективы всех предприятий и организаций, принимавших участие в разработке, создании и обеспечении полёта ракеты-носителя "Энергия" и корабля "Буран"*.

Такое отношение к творцу выдающегося научно-технического достижения в какой-то мере напоминает отказ Н.С. Хрущёва от представления в Нобелевский комитет на присвоение премии за создание и запуск первого искусственного спутника, но тогда это было щедро компенсировано награждениями высшими государственными наградами и премиями, а сейчас?... Стыдно даже писать об этом, но так было...



Вывоз на старт РН "Энергия" с кораблём "Буран"

Перенапряжение физических сил и нервной энергии в течение нескольких лет, связанное с объективными и искусственно создаваемыми сложностями при создании РН "Энергия", сказалось на состоянии здоровья Глушко. Он перенёс два инсульта: первый - 8 апреля 1988 г., второй - в августе того же года. Умер Глушко в больницы палате 10 января 1989 г.

Похороны Глушко были организованы на высшем министерском уровне. По такому же ритуалу в июне 1971 г. хоронили А.М. Исаева, а в октябре того же года - М.К. Янгеля. Похоронную комиссию возглавлял министр МОМ В.Х. Догужиев, гроб с телом покойного для прощания с ним трудящихся был установлен в ритуальном зале Дома Советской Армии, урна с прахом после траурного митинга была захоронена 17 января 1989 г. на мемориальном Новодевичьем кладбище.

По свидетельству директора химкинского завода С.П. Богдановского, после второго инсульта Глушко обратился к нему с просьбой заготовить посмертную урну и после смерти отправить её с его прахом в космос, захоронив на Марсе (по другим источникам - на Луне или Венере). Во время подготовки траурной церемонии Богдановский высказал пожелание Глушко министру Догужиеву, но тот, удостоверившись, что письменного завещания Глушко нет, от семьи покойного также таких пожеланий не поступало, оставил полученную от Богдановского информацию без последствий.

На могиле Глушко установлен памятник, его именем названы улицы в городах России и Украины, бронзовые и мраморные бюсты установлены в Москве, Одессе, Байконуре, в Химках. 15 мая 1991 г. предприятию, созданному Глушко, присвоено наименование "НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко" (ныне АО "НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко"). Имя Глушко увековечено в августе 1994 г. решением 22-ой Генеральной ассамблеи Международного астрономического союза: оно присвоено кратеру на заповедной (зарезервированной для присвоения мемориальных имён) видимой стороне Луны. На карте Луны рядом с кратером Глушко расположены кратеры, носящие имена величайших исследователей мировой науки: Н. Бора, А. Эйнштейна, Г. Галилея, Д. Дальтона. Такое "соседство" свидетельствует о признании Глушко мировой общественностью как выдающегося учёного, внёсшего заметный вклад в историю мировой науки.

Прижизненные награды и звания уходят вместе с кончиной человека, а память о нём остаётся в его творениях, его творческих идеях, нереализованных замыслах, в воплощении его наследия учениками и последователями.

Хотя ракета "Энергия" не получила востребованности в новой России, но созданные по техническому предложению В.П. Глушко и разработанные под руководством Главного конструктора КБЭМ В.П. Радовского модульные двигатели РД170 (РД171) стали научно-технической базой для создания на их основе двигателей РД180 для РН "Атлас" (США), РД181 для РН "Антарес" (США) и РД191 "Ангара" (РФ). И на этом подобные работы не заканчиваются... Базовая конструкция двигателей продолжает быть основой для разработки в КБ Энергомаш ряда последующих проектов более совершенных двигателей для будущих ракет-носителей космических объектов. Научно-технические идеи Глушко и после его смерти продолжают "питать" сегодняшнюю ракетную отрасль России.



Памятники С.П. Королёву и В.П. Глушко в Москве

XXVII
ОЛДТАЙМЕР-ГАЛЕРЕЯ
Илья Саракина

СКОРО!

**ВЫСТАВКА СТАРИННЫХ
АВТОМОБИЛЕЙ**

0+



А. ТКАЧЕНКО 2017

РЕКЛАМА

7-11 КВЦ "СОКОЛЬНИКИ"
МАРТА
OLDTIMER.RU

телеканал
JAZZ 89.1 FM **Москва 24**

 **LIVEJOURNAL**

ТЕПЛОВОЙ ДВИГАТЕЛЬ МИХАЙЛОВА

Юрий Егоров, обозреватель журнала "Техника - молодёжи"

Заслуженный изобретатель России Владимир Викторович Михайлов достаточно часто появляется на страницах прославленного журнала, а в этот раз им предложена конструкция из двух стандартных ВАЗовских двигателей, работающих как пневматические - на фреоне.

Изобретатель не успел воплотить свою идею к прошедшему "Архимеду-2018", но обещал продемонстрировать её на следующем.



В.В. Михайлов у своего воздушного пневматического двигателя на салоне "Архимед" 2017 года

Вот что рассказал Владимир Викторович о принципе, лежащем в основе изобретения.

- В основе изобретения - принцип теории конденсированных сред. Лев Ландау в 1962 г. получил Нобелевскую премию за теорию, согласно которой, при переходе вещества из газообразного состояния в жидкое происходит выделение большого количества скрытого тепла. Все, наверное, замечали, что после дождя воздух становится ощутимо теплее. Это и есть эффект от конденсации пара. А при испарении жидкости выделяется огромное количество холода. Сегодня широкое применение получили использующие этот эффект тепловые насосы. То, что тепловой насос получает энергию только из окружающего пространства, это заблуждение. В моем двигателе тепло получается благодаря сжатию фреона до необходимого давления, при котором, если у него забирать тепло, он конденсируется. При конденсации фреон выделяет тепла в 3 - 5 раз больше, чем расходуется энергии на его сжатие. Но для того, чтобы цикл не прекращался, жидкий фреон необходимо в дальнейшем испарять. При испарении он потребляет столько же энергии на охлаждение, сколько тепла выделилось при конденсации. Чтобы процесс не остановился, для испарения фреона нужно нейтрализовать холод: именно для этого и используется низкопотенциальное тепло окружающей среды.

Но если бы у окружающего нас воздуха были такие же физические свойства, как у фреона, то для получения тепла хватало бы только процесса сжатия. При сжатии и дальнейшей конденсации мы бы получили необходимое тепло, а полученную жидкость, которая при испарении сильно охлаждалась, мы под давлением выпускали в атмосферу на определенном удалении, чтобы при испарении холодный воздух не попадал в нашу установку. И тогда для продолжения цикла не требовалось бы дополнительного тепла.

В моем двигателе фреон не выбрасывается, схема герметична, что уже есть на самом деле.

При потреблении компрессором одного киловатта электроэнергии может получиться до 6,29 кВт тепла (5,29 кВт - за счет конденсации пара и 1 кВт - за счет перехода в тепло энергии двигателя компрессора), и в то же время столько же (5,29 кВт) при охлаждении, что в сумме составляет почти 11,6 кВт. Если эту полученную энергию преобразовать в механическую работу, то при КПД двигателя в 50 процентов будет выработано 5,8 кВт. То есть энергии вырабатывается почти в 6 раз больше, чем затрачивается, а 4,8 кВт (выработанные 5,8 кВт за вычетом затраченного 1 кВт) берутся "как бы из ниоткуда".

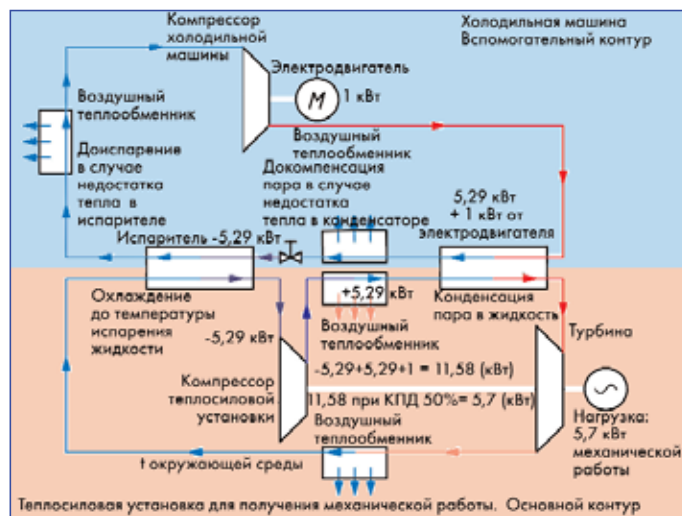
Но ничего ниоткуда брать не может, в том числе и энергия, это ещё Ломоносов утверждал. Предлагаемый двигатель использует скрытую энергию фазового перехода вещества из газообразного в жидкое, и из жидкого в газообразное. Всем известно,

что при ядерной реакции выделяется огромное количество энергии. Считаю, что и при переходе вещества из одного агрегатного состояния в другое на молекулярном уровне тоже происходит выделение энергии. Таким образом, такой двигатель после запуска будет работать на постоянном неисчерпаемом источнике энергии, используемой как для нагревания, так и для охлаждения фреона. В этом двигателе в роли рабочего тела выступает инертный газ, который при небольшом изменении температуры - всего на 80 градусов (от 20 до 100 градусов) - имеет коэффициент теплового расширения, равный 10, что весьма существенно.

Энергия неисчерпаема, в отличие от ресурса двигателя, который на автомобиле или, к примеру, на теплоходе будет работать без применения топлива, пока этот ресурс не выработает.

Роспатент уже дважды отказался выдать патент на двигатель такого типа - в 2009 и в 2017 гг. В 2009 г. заявка на газотурбинную установку, в основе работы которой был заложен тот же принцип (именно её схему мы и приводим здесь), была отозвана с формулировкой "заявителем не приведены сведения, подтверждающие, что КПД установки может превышать 100 процентов". А в сентябре 2017 г. было получено заключение экспертизы на новую заявку, в котором говорится, что в описании полезной модели отсутствует необходимый для работы установки источник энергии, в силу чего предложенное устройство признано "невозможным вечным двигателем".

Теперь остается одно: поставить членов экспертного совета Роспатента перед фактом, представив им действующую модель своего двигателя. Да и, в конце концов, мы сегодня знаем много конструкций силовых установок, которые в итоге не заработали. Но я уверен, что он заработает, и я смогу его представить на "Архимеде-2019".



Редакция журнала "Двигатель" намеренно не даёт никаких оценок возможности реализации такой конструкции, поскольку считает своих читателей достаточно сведущими, чтобы разобраться в теме. Кроме того, мы искренне полагаем, что в науке (в отличие от техники) тупиковых путей нет, поскольку любое исследование - предтеча для будущих разработок.

В этом же номере мы публикуем одну из статей из № 4 от 2003 года, посвящённую другому популярному среди пассивных изобретателей двигателю: безопорному.

В ПОИСКАХ ТОЧКИ ОПОРЫ

(из Хроник подпольных работ)

Дмитрий Соколовский

Рисунок Владимира Романова

Известно, что люди изобретающие - всегда люди увлекающиеся. Иногда, впрочем, эта увлеченность переходит всякие границы и доходит до не критического отношения к собственным работам. Поэтому появлялись у этого народа идеи, совсем ничего общего с наукой не имеющие. Из серии "верую, ибо неразумно". При спокойном рассмотрении всем становилось ясно, что пустышка, однако, какое-то время она увлекала. Такова история с "Машиной Дина". Допускаю, впрочем, что ничего случайного нет и здесь: изначально могло предполагаться "охмурение" слушателей. Впрочем, давайте думать о людях хорошо - жизнь покажет, насколько мы ошибались.

В далеком уже теперь 1962 году журнал "Изобретатель и рационализатор" опубликовал статью о некой оригинальной конструкции - безопорном инерциоиде с эксцентричными маховиками, разработки страхового агента Норманна Дина. Утверждалось, что он изобрел устройство, создающее тягу за счет неуравновешенной силы инерции, возникающей при вращении этой системы. Никаких тебе воздушных винтов или реактивных струй, а раз - и полетели хоть в космос. Или поскакали - поехали, но все равно, ни от чего не отталкиваясь. Заманчиво! Мысль инженерная забурлила. Это "проняло" и сотрудников многих НИИ. Особенно - не слишком-то хорошо изучавших в свое время теоретическую механику, что является (увы!) отечественной инженерной традицией. Как заметил Эдисон, "к сожалению, большинство людей предпочитают безмерно трудиться, вместо того чтобы немного подумать".

...А посему, в одном из самых научно-исследовательских институтов Москвы силами энтузиастов (в режиме секретности от собственного руководства) строилась действующая модель инерциоида. Все делалось всерьез: машину довели до опытного образца. "Втихую" в КБ составили проект и при поддержке заместителя начальника одной из лабораторий (также страстно желавшего ослепить человечество) столь же "подпольно" изготовили ее детали на производстве: что-то где-то выточили, что-то сделали, что-то собрали.

Никто из начальства организации не был в курсе этих движений, все считали, что разговоры идут в области теоретических построений. Дело в том, что среди наиболее последовательных сторонников безопорного движения гуляла некая теория влияния инерционных сил, математически обоснованная выражениями в частных производных: как потом выяснилось, неправильно взятых, но, естественно, подтверждающих теорию. Когда стало понятно, что "защитники прогресса" не шутят, в институте устроили научно-техническое совещание. Тогда еще совсем молодой блестящий ученый Леонид Николаевич Дружинин, покойный ныне, к великому сожалению, "по косточкам" педантично разобрал эту проблему, и стало ясно (общий вздох облегчения), что законы физики все-таки не нарушаются, а в выводе ошибка. Здесь нелишне вспомнить, что еще около двух веков назад русский академик, великий механик, математик и философ Д'Аламбер сказал как-будто специально по этому поводу: "Тело не может само себя привести в движение, потому что нет никакого основания к тому, чтобы оно двигалось предпочтительнее в одну сторону, чем в другую".

Тем временем бурная "подпольная деятельность" все же продолжалась. Машину собрали и на одной из установок, где было силоизмерительное устройство, попробовали измерить тягу. Смонтировали на рычаге весов построенную машину, подключили ее электромоторы, запустили их - и ... ничего. Стрелка на нуле.



Выключили, подкрутили что-то, почистили контакты, включили - ноль. Опять разобрали, собрали (самые преданные - продули и потерли тряпочкой). Включили - и вдруг, стрелка весов дернулась!!! Все обалдели: на самом-то деле никто по-настоящему не верил, что что-то может получиться. Больше этот результат повторить не удалось, но ведь все же видели: было! Это уже потом выяснилось, что один шутник (который просил не упоминать его в связи со всем этим - сейчас он один из ведущих ученых, а тогда - молодой специалист - но уже Михаил Михайлович) в то время, когда все стояли вокруг машины, потихоньку, как и все в этой истории, левой ногой наступил на коромысло весов. И этой ногой нечувствительно вошел в историю неформальной физики. Этот факт, точнее, его часть: "где-то что-то замерялось и чего-то получилось", по слухам, ходит и до сих пор, приобретши свойства народного предания.

Тем, в общем-то, история и закончилась. Может особой необходимости вспоминать эти события сейчас и не было бы, когда бы до сих пор не продолжал народ технический тратить свои силы, время и средства, пытаясь преодолеть то, что на самом деле достаточно элементарно отбрасывается усилием разума. И мы бы не стали развлекать вас зазря такой байкой, не продолжай к нам приходить статьи поклонников вытаскивания себя за косичку парика из болота. Как недавно заметил один из некогда наиболее ярых апологетов "безопорников", а ныне правоверный механик Нурбей Гулиа (кстати говоря, кажется - автор тех самых статей по "машине Дина"): "Давно уже махнули рукой на "философский камень", искатели "панацеи" превратились в заурядных знахарей, а вот "вечные" двигатели и инерциоиды продолжают конструировать". И он же: "Сравнить ощущения человека, хоть вкратце изучившего механику, можно разве только с прозрением слепого".

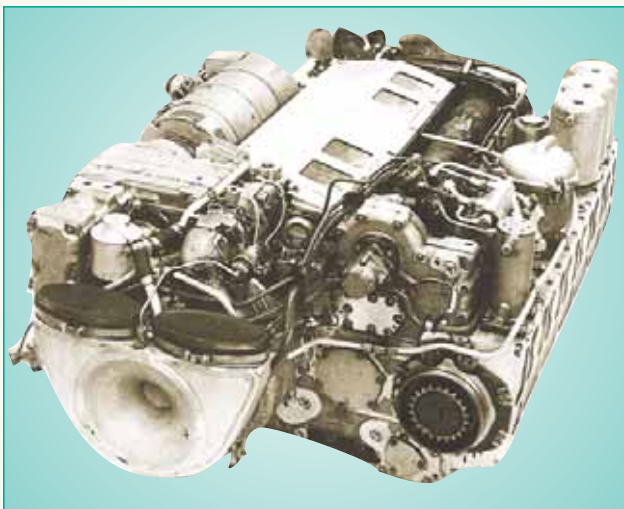
Коллеги, может пора все-таки прозревать, а? Жизнь коротка, а вокруг так много воистину непознанного!

П

ИСТОРИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ ТИПА 5ТД

ГЛАВЫ ИЗ КНИГИ "ОСНОВНОЙ БОЕВОЙ ТАНК Т-64. 50 ЛЕТ В СТРОЮ"

По результатам публикации нашей подборки "Танки: от и до" специалисты, близко знакомые с работой завода им. Малышева, предложили нашему журналу данную статью, являющуюся подборкой фрагментов недавно изданной книги, связанных с историей создания двигателя для основного боевого танка Т-64



Андрей Андреевич Тарасенко, исследователь истории танкостроения, автор bvtf.narod.ru, г. Одесса

Владимир Леонидович Чернышев, к.т.н., доцент кафедры "Детали машин и прикладная механика" НТУ "ХПИ", г. Харьков

Василий Валентинович Чобиток, инженер-механик, Gaijin Entertainment, автор armor.kiev.ua, г. Киев

Настоящая работа представляет собой приведенные в сокращении главы из книги "Основной танк Т-64. 50 лет в строю / Чобиток В. В., Саенко М. В., Тарасенко А. А., Чернышев В. Л. – М.: Яуза-каталог, 2016 – 160 с. – (Война и мы. Танковая коллекция)"

This work is a reduced Chapter of the book "the Main tank T-64. 50 years in service / Chobitok V. V., Saenko, M. V., Tarasenko A. A., Chernyshev V. L. – Moscow: Yauza-directory 2016 – 160 p. – (War and we. Tank collection)"

Ключевые слова: танк Т-64, танковые дизели, двигатели серии 5ТД и 6ТД, конструктор Чаромский, ЦИАМ, танковый завод имени Малышева.

Keywords: tank T-64, tank diesel engines, engines series 5TD and 6TD, designer Charomsky, TsIAM, tank plant named Malyshev

В 1963 году началось серийное производство, а в 1966-67 годах принят вооружение Советской Армии средний танк нового поколения Т-64, определивший облик и тенденции развития советских основных боевых танков на все последующие годы.

Одним из принципиальных новшеств для советского танкостроения стал двухтактный оппозитный двигатель 5ТДФ со встречно движущимися поршнями.

Этот двигатель до сих пор вызывает противоречивые, часто эмоциональные оценки. Несмотря на то, что критика нередко справедлива, достаточно часто реальные проблемы, которые можно было бы решать сообща, служили поводом к отговоркам, разделению, индивидуализму, продвижению узкокорпоративных интересов. Уже к началу 1980-х объективно сложились условия к выпуску единого ОБТ с 1000-сильным малогабаритным дизелем с перспективой повышения мощности до 1500 л.с., но этот шанс не был использован и в СССР одновременно выпускались близкие по боевым свойствам ОБТ с тремя типами двигателей – два дизеля меньшей мощности и дорогой и прожорливый ГТД.

Предыстория

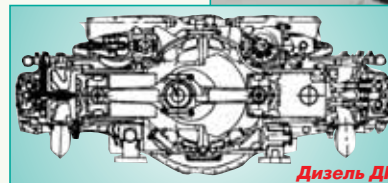


А.А. Морозов

В 1951 году Александр Александрович Морозов вернулся из Нижнего Тагила в Харьков на должность главного конструктора КБ-60М завода № 75.

К этому времени в КБ шли активные работы по созданию объекта 416, целью разработки которого ставилось создание принципиально новой конструкции с обеспечением максимальной защищенности экипажа при ограниченном весе танка. Была выбрана компоновка с задним размещением башни и передним размещением двигателя и трансмиссии. Для снижения высоты корпуса весь экипаж, вклю-

чая механика-водитель, размещался в башне. С этой же целью использовался четырёхтактный 12-цилиндровый дизель ДГ мощностью 400



Дизель ДГ

л.с. (294 кВт) с горизонтально-оппозитным расположением цилиндров с центральным размещением коленчатого вала, по сути V-образный двигатель с развалом цилиндров 180°. В 1952 году опытный образец танка с двигателем ДГ проходил испытания.

В это время под руководством профессора А. Д. Чаромского, известного конструктора авиационных и морских дизелей серии АЧ-30Б разрабатывался эскизный проект четырехцилиндрового двигателя 4ТГД, который был завершен в апреле 1953 г. Согласно расчетам, двигатель должен был развивать мощность 685 л.с. при частоте вращения коленчатых валов 3000 об/мин.

С учетом возможности увеличения числа цилиндров до пяти-шести А.А. Морозов увидел открывшиеся перспективы для использования идеи Чаромского при создании новых средних танков, на которые в то время накладывались жесткие ограничения по

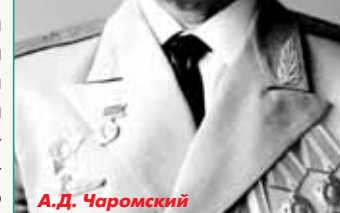
Объект 416 с передним расположением двигателя. До запуска в Израиле зарубежного проекта аналогичной компоновки ещё более 20 лет.



л.с. (294 кВт) с горизонтально-оппозитным расположением цилиндров с центральным размещением коленчатого вала, по сути V-образный двигатель с развалом цилиндров 180°. В 1952 году опытный образец танка с двигателем ДГ проходил испытания.

В это время под руководством профессора А. Д. Чаромского, известного конструктора авиационных и морских дизелей серии АЧ-30Б разрабатывался эскизный проект четырехцилиндрового двигателя 4ТГД, который был завершен в апреле 1953 г. Согласно расчетам, двигатель должен был развивать мощность 685 л.с. при частоте вращения коленчатых валов 3000 об/мин.

С учетом возможности увеличения числа цилиндров до пяти-шести А.А. Морозов увидел открывшиеся перспективы для использования идеи Чаромского при создании новых средних танков, на которые в то время накладывались жесткие ограничения по

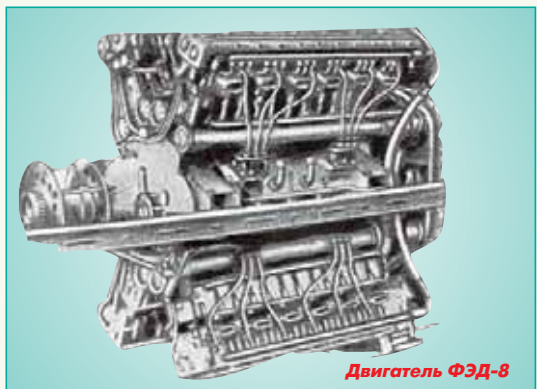


А.Д. Чаромский



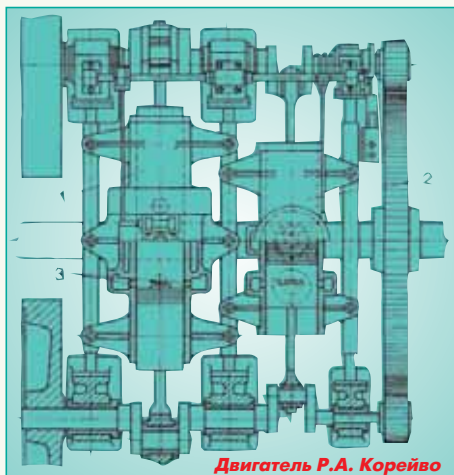
Двигатель ЮМО 205, который изучал А.Д. Чаромский в ОНД/НИИД ЦИАМ

кого ведёт от трофейного авиационного двигателя Юнкерса JuMo 205, попавшего в распоряжении ЦИАМ им. П.И. Баранова (и, соответственно, Алексея Дмитриевича) в 1935 году со сбитого в Испании немецкого бомбардировщика Arado. Также имела хождение версия о его происхождении от тепловозного дизеля, производившегося в Харькове. Работы по двухтактным дизелям в нашей стране велись в 1930-40-х гг., изготавливались экспериментальные образцы. В 1930-х годах в отделе нефтяных двигателей ЦИАМ были разработаны двухтактные дизели ОН-2, ОН-16, ОН-17, ОН-4 и некоторые другие. В этом ряду и оригинальный двигатель ФЭД-8, представлявший собой 16-цилиндровый Х-образный авиационный дизель мощностью 2000 л.с. (1470 кВт). Принятое при создании двигателя ФЭД-8 решение по самой идее и конструктивной схеме представляло тогда значительный шаг вперед. Однако рабочий процесс и особенно процесс газообмена при высокой степени наддува и петлевой продувке не были предварительно отработаны. Поэтому дизель ФЭД-8 не получил дальнейшего развития, и в 1937 г. работы над ним были прекращены.



Двигатель ФЭД-8

трехцилиндровом варианте, с 1915 года они устанавливались на судах. Вариант с тремя цилиндрами имел мощность 350 л.с. (258 кВт). Примечательно, что в 1910 году на выставке ДВС в Санкт-Петербурге двигатель Корейво экспонировался вместе с подобным ему дизелем конструкции немецкого профессора Юнкерса.



Двигатель Р.А. Корейво

габаритам и массе (МТО объекта 430 с двигателем 5ТД занимало в три раза меньший объем в сравнении с Т-34 и в два раза в сравнении с Т-54).

Во многих источниках утверждается, что свою родословную танковый оппозитный двигатель Чаромского ведёт от трофейного авиационного двигателя Юнкерса JuMo 205, попавшего в распоряжении ЦИАМ им. П.И. Баранова (и, соответственно, Алексея Дмитриевича) в 1935 году со сбитого в Испании немецкого бомбардировщика Arado. Также имела хождение версия о его происхождении от тепловозного дизеля, производившегося в Харькове. Работы по двухтактным дизелям в нашей стране велись в 1930-40-х гг., изготавливались экспериментальные образцы. В 1930-х годах в отделе нефтяных двигателей ЦИАМ были разработаны двухтактные дизели ОН-2, ОН-16, ОН-17, ОН-4 и некоторые другие. В этом ряду и оригинальный двигатель ФЭД-8, представлявший собой 16-цилиндровый Х-образный авиационный дизель мощностью 2000 л.с. (1470 кВт). Принятое при создании двигателя ФЭД-8 решение по самой идее и конструктивной схеме представляло тогда значительный шаг вперед. Однако рабочий процесс и особенно процесс газообмена при высокой степени наддува и петлевой продувке не были предварительно отработаны. Поэтому дизель ФЭД-8 не получил дальнейшего развития, и в 1937 г. работы над ним были прекращены.

В России двухтактный дизель со встречно движущимися поршнями известен с 1908 года. По такой схеме на Коломенском заводе был построен горизонтальный дизель, сконструированный инженером Р.А. Корейво. Дизели Корейво выпускались в двух- и

После Войны, в 1948-50 гг. в отделе нефтяных двигателей ЦИАМ, под руководством А.Д. Чаромского был разработан проект мощного (10000 л.с.) 2-тактного дизеля с противоположно движущимися поршнями М-305. Двигатель имел Х-образное расположение 28 цилиндров в четырёх 7-цилиндровых блоках, наддув осуществлялся турбокомпрессором, механически связанным с валом двигателя. Сам двигатель изготовлен не был, но для

проверки основных характеристик, заложенных в проекте М-305, был построен одноцилиндровый испытательный стенд У-305. На этом стенде проводились эксперименты и отрабатывались схема двухтактного дизельного двигателя со встречным движением поршней и поршневым газораспределением, рабочий процесс и конструкция деталей. В ходе испытаний при частоте 3000 об/мин с установки снималась индикаторная мощность 208,3 л.с. (100-часовые испытания), 240 л.с. (50-часовые испытания) и 350 л.с. в форсированном режиме при 3500 об/мин. Поскольку к этому времени авиация начала переходить на турбореактивные и турбовинтовые двигатели, необходимость в мощных авиационных дизелях пропала, а наработки Чаромского пригодились при создании нового среднего танка.

5ТД. Двигатель для объекта 430

В 1951 году НТК ГБТУ было выдано первое тактико-техническое задание на разработку нового среднего танка (НСТ), а в 1952 году харьковский вариант НСТ получил шифр "объект 430".

В конце 1953 года был завершён эскизный проект объекта 430, который предусматривал два варианта машины. Первый вариант с продольно установленным V-образным двигателем 8Д12У, второй с двигателем 4ТГД.

Для форсирования работ по двухтактному дизелю в мае 1955 г. в соответствии с постановлением Совета Министров СССР № 598-265 от 2.04.1954 на заводе № 75 было организовано специальное конструкторское бюро СКБ-5 по танковым двигателям с опытной базой и практически заново началось создание моторного производства. Конструкторское бюро возглавил А.Д. Чаромский.

11-13 июня 1953 года на НТС Министерства транспортного и тяжёлого машиностроения был рассмотрен разработанный заводом № 75 предэскизный проект танкового шестицилиндрового дизеля ТГД ("турбопоршневой двигатель") мощностью 1200 л/с.

С учетом замечаний НТС МТрМ в 1953 году на заводе № 75 был выполнен эскизный проект четырёхцилиндрового двигателя 4ТГД (ведущий конструктор Волков, научный руководитель профессор Чаромский). Расчётная мощность двигателя в эскизном проекте составляла 685/600 л.с. - через дробь указаны: индикаторная мощность двигателя приведенная к атмосферным условиям на всасывании / эффективная мощность двигателя с учетом потерь в танковой силовой установке (воздухоочиститель, эжектор или вентилятор). Этот же проект предусматривал шестицилиндровый вариант ТГД мощностью 1370/1200 л.с.

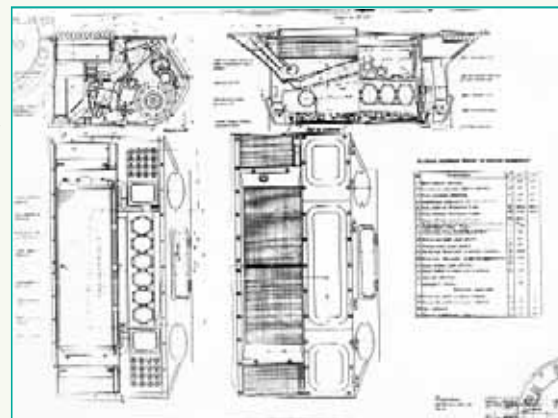
В эскизном проекте 4ТГД модельный ряд двигателей состоял из: ТГД (1200 л.с.), 4ТГД (600 л.с.), 4ТГДФ (900 л.с.), 6ТГД (1200 л.с.).

По состоянию на август 1954 года линейка проектируемых двигателей состояла из пяти моделей: ТГД (1200 л.с.), 4ТГД (600 л.с.), 4ТД (585 л.с.), 5ТД (580 л.с.), 5ТДФ (900 л.с.).

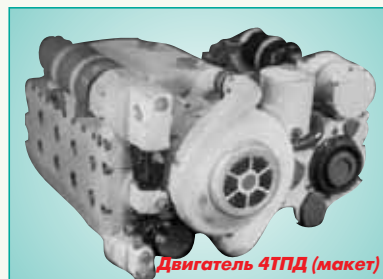
С учетом полученных замечаний на базе установки У-305, проектов ТГД и 4ТГД в 1954 году вышел эскизный проект двигателя 4ТД мощностью 585 л.с.

В мае 1955 организовано СКБ-5 во главе с Чаромским.

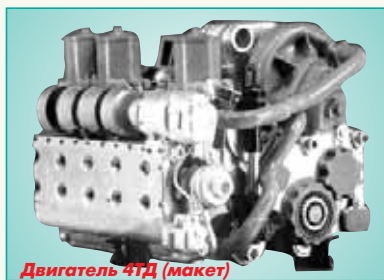
27 июля 1955 НТК ГБТУ утвердил ТТТ на пятицилиндровый вари-



Монтаж 8Д12У в изделие 430. Вариант технического проекта с поперечным размещением двигателя



Двигатель 4ТГД (макет)



ант двигателя 5ТД. Между НТК ГБТУ и заводом был заключён договор, в соответствии с которыми завод обязывался в I квартале 1956 года представить технический проект двигателя 5ТД, рабочие чертежи и макет двигателя в натуральную величину. Проект 4ТД так и не был воплощён в железе, дальнейшие работы шли по

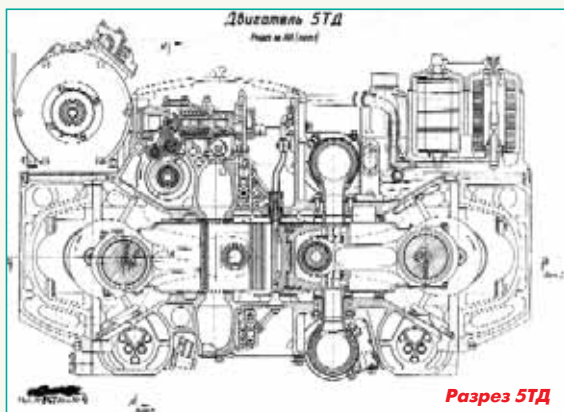
созданию на его базе пятицилиндрового 5ТД, получившего заводской индекс "изделие 455".

В этом же году к работам над 5ТД подключились сотрудники НИЛД (Научно-исследовательская лаборатория двигателей - бывшая ранее созданным Чаромским отделом нефтяных двигателей ЦИАМ). Также к разработке двигателя привлекались сотрудники научно-исследовательских институтов оборонной промышленности - НИИД и ВНИИТрансмаш.

Первым делом по аналогии с У-305 была разработана одноцилиндровая установка (ОЦУ) для отработки конструкции и технологии. ОЦУ был присвоен заводской индекс "изделие 456".

Технический проект 5ТД мощностью 580 л.с. на стенде был согласован Главным конструктором Морозовым 27.04.1956. В пояснительной записке к тех. проекту отмечалось, что после доведения ресурса двигателя до 300 часов мощность может быть повышена до 650...700 л.с. увеличением подачи топлива и далее до 800...900 л.с. заменой нагнетателя и турбины более мощными.

5ТД имел размерность 12/12 (диаметр и ход поршня по 120 мм), такую же, как на установках У-305 и ОЦУ; турбина и компрессор были механически связаны с коленчатым валом; мощность двигателя 580 л.с. (426 кВт); повышенная частота вращения 3000 об/мин; ма-



лая высота (менее 700 мм); уменьшенная на 30...35% теплоотдача по сравнению с существовавшими 4-тактными дизелями без наддува, что позволяло уменьшить объем системы охлаждения силовой установки;

удовлетворительная топливная экономичность и возможность работы не только на дизельном, но и на других видах топлива; отбор мощности с обоих концов двигателя с возможностью разместить его при значительно меньшем объеме моторотрансмиссионного отделения (МТО) в сравнении с другими компоновочными схемами.

Высокие показатели двигателя 5ТД (среднее эффективное давление, литровая мощность, теплоотдача, частота вращения и др.) потребовали использования в его конструкции ряда новых принципиальных решений и специальных материалов.

Для отработки элементов конструкции и рабочего процесса нового двигателя на заводе было создано более двадцати экспериментальных стендов и различных установок. Это позволило отработать конструкцию таких узлов, как нагнетатель, турбина, топливный насос, выпускной коллектор, центрифуга, водяной и масляный насосы, блок-картер, шатун и др. К моменту сборки первого двигателя многие его элементы были предварительно проверены на стендах, однако их отработка продолжилась и далее.

В 1957 году опытные 5ТД были установлены на первые два объекта 430 (по некоторым данным - три), выпущенные для заводских испытаний.

11.07.1958 НТК ГБТУ и ГК по ОТ СМ СССР было утверждено техническое задание на унификацию двигателя 5ТД. В соответствии с

выданным заводу № 75 ТЗ на базе двигателя 5ТД среднего танка необходимо было разработать также унифицированные с ним двигатели для лёгких и тяжёлых танков. Двигатель для лёгких танков должен был иметь отбор мощности на водоходный движитель.

В 1960 году были завершены два технических проекта двигателей 5ТДЛ и 6ТД.

5ТДЛ (танковый двигатель лёгкий) предназначался для лёгких объектов, он представлял собой дефорсированный вариант 5ТД мощностью 400 л.с., благодаря чему ресурс двигателя был повышен с 300 до 400 часов. Предусматривался отбор мощности на привод водоходного движителя с концевых шестерён обоих коленчатых валов.

Для тяжёлых объектов было разработано два варианта шестицилиндровых двигателей мощностью 900 л.с. Первый вариант (6ТД) с односторонним отбором мощности был выполнен с учётом существовавших в то время компоновок МТО тяжёлых объектов. Второй вариант (6ТД-1) с двухсторонним отбором мощности - прямое развитие 5ТД добавлением одного цилиндра с соответствующими конструктивными изменениями.

В начале 1960-х унифицированные двигатели 5ТДЛ и 6ТД не нашли применения.

Летом 1959 г. дизель 5ТД совместно с объектом 430, на который был установлен, подвергнут межведомственным испытаниям и показал заявленную мощность - 580 л.с. (426 кВт).

К этому времени уже шли работы над объектом 432 (будущий Т-64) и по требованию Морозова дальнейшие работы по 5ТД были направлены на повышение его мощности до 700 л.с. (515 кВт) для последующей установки в объект 432.

К началу 1960 года А. Д. Чаромский уходит с должности главного конструктора по двигателям и возвращается в Москву, его преемником становится Л. Л. Голинец.

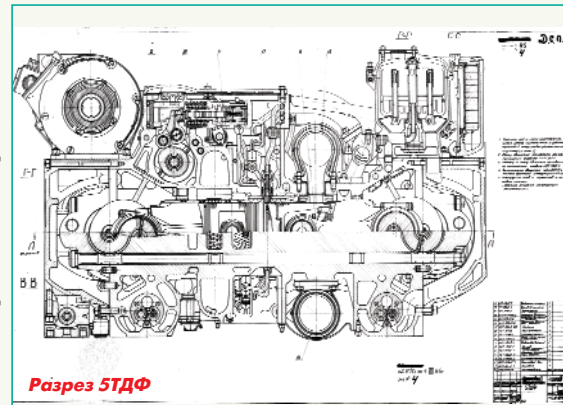
5ТДФ. Двигатель для Т-64

В начале 1960-х и позднее не раз поднимался вопрос об увеличении мощности 5ТД добавлением в двигатель шестого цилиндра, благо размеры двигателя 6ТД позволяли компоновать его в трансмиссии объектов 432 и 434. Поскольку пятицилиндровый двигатель в опытных экземплярах уже был создан, руководство отрасли решило на текущем этапе ограничиться достигнутым и сосредоточить усилия на совершенствовании имеющегося 5ТД.

Требуемая мощность была достигнута увеличением частоты вращения компрессора наддува. Форсированный двигатель мощностью 700 л.с. получил обозначение 5ТДФ.

В связи с возросшими нагрузками и нагревом гильз цилиндров надёжность

первых двигателей оставалась крайне неудовлетворительной. Дополнительных проблем прибавляло несовершенство системы воздухоочистки, что приводило к пылевому износу цилинд-



Разрез 5ТДФ



Цилиндры в 5ТДФ

ров. Старые воздухоочистители с горизонтальными циклонами показали низкую эффективность и надежность, что приводило к пылевому износу и выходу из строя двигателей. "Горчицей" к этому "сэндвичу" проблем служило отсутствие полноценного моторного производства, из-за чего наблюдался высокий разброс в качестве изготовления деталей и узлов двигателя.

До 1965 г. 5ТДФ выпускались небольшими партиями, в которые вносились изменения по результатам конструкторской доработки. Фактический ресурс двигателей составлял не более 100-150 часов.

В 1964-67 гг. на заводе по проекту института "Союзмашпроект" велось строительство нового корпуса моторного производства. Цеха оборудовались специальными станками, средствами механизации и автоматизации производства, другим оборудованием, без которого невозможно полноценное дизельное производство. По мере готовности цехов производство 5ТДФ перемещалось туда с площадей корпуса крупных тепловозных дизелей, где оно было временно развёрнуто.

Для Т-64 (об. 432) гарантийная наработка двигателя в соответствии с ТТ была установлена в 300 часов при гарантированном пробеге танка 3000 км. Однако фактически двигатели отработывали в среднем около 200 часов.

В сентябре 1967 года в легендарных учениях "Днепр" участвовало 243 танка Т-64. Во время маршей на учениях вышло из строя 23 двигателя. Для проведения анализа состояния была произведена разборка снятых с машин рабочих и вышедших из строя двигателей. Среди дефектов на первом месте с большим отрывом пылевой износ, на втором - поршневая группа. Из поломок больше всего - поршневая группа и вода в масле.

В начале 1968 года прошли испытания 10 танков Т-64 пробегом из Белорусского ВО до Волгограда и обратно при температуре воздуха от минус 27° до +5°. Три машины не участвовали в пробеге из-за вышедших в самом начале двигателей. Семь машин прошли от 8020 до 10144 км, израсходовав 361...476 часов ресурса двигателя. По результатам испытаний среди основных недостатков были отмечены: ресурс меньше 500 часов, затруднённый запуск и разнос при запуске зимой, увеличенный расход масла, высокие требования к воздухоочистке, дымность выхлопа, проблемы с кольцами и накладками поршня.

В 1970 году был проведён анализ войсковой эксплуатации двигателей за период 1966-69 годов. По состоянию на 1.01.1970 за указанный период в эксплуатации находилось 1789 двигателей 5ТДФ четырёх серий. Причем, двигатели I и II серий рассматривались совместно, а двигатели третьей серии были разбиты на группы III и III-A. Проведённый анализ позволил получить данные по среднему времени Тс работы двигателей (с учетом выхода из строя по всем причинам) и вероятностям Р безотказной работы по дефектам конструкции и производства двигателя при наработках 200, 250 и 300 часов.

Таблица 1 Среднее время Тс работы и вероятность Р безотказной работы двигателей по сериям

Серия	I+II	III	III-A	IV, 1968 г. вып.
Тс, час.	178	200	265	225
Р ₂₀₀	0,562	0,682	0,913	0,792
Р ₂₅₀	-	0,567	0,803	0,627
Р ₃₀₀	-	0,499	0,676	0,451

Из приведённых в таблице данных видно, что двигатели первых четырех серий по среднему времени наработки не дотягивали до гарантийных 300 часов. Внедряемые конструктивные и технологические изменения, совершенствование производства постепенно повышали ресурс двигателей, но до начала 1970-х гг. темпы роста надёжности 5ТДФ были неудовлетворительными. Более того, как видно по IV серии, случались и срывы, когда последующая партия двигателей

отличалась меньшей надёжностью. Так, более 300 часов из серии III-A отработало 51,5% двигателей, серии IV 1968 года - 32%, а серии IV 1969 года только 16%!

Среди вышедших из строя в пределах гарантии двигателей 27,8% вышли из строя в связи с конструктивными недостатками (в основном разрушение поршневой группы); по вине производства (включая поставщиков) - 21,7%; по вине эксплуатации - 19,2%; отказ систем танка (в основном работа системы воздухоочистки) - 31,3%.

Ситуация по 5ТДФ привлекла пристальное внимание правительства, военного и политического руководства страны (машину в целом и двигатель в частности лично курировал секретарь ЦК КПСС Д.Ф. Устинов, с 1976 г. - Министр обороны). Комплексный анализ недостатков двигателей I-IV серий позволил внести соответствующие конструктивные и технологические изменения, которые были внедрены в V серии 5ТДФ.

В 1967 году были испытаны и в 1968 году начали устанавливать на серийных Т-64А (об. 434) новые двухступенчатые воздухоочистители с эжекционным удалением пыли: первая ступень - бункер с инерционной решёткой и защитной сеткой за ней; вторая ступень - бескассетный воздухоочиститель циклонного типа с вертикальным расположением циклонов (с 1977 года эти воздухоочистители будут устанавливаться и на об. 432 при их капитальном ремонте).

В начале 1971 года двигателям ХКБД (Харьковское КБ по двигателестроению, бывший СКБ-5) была поставлена задача к IV кварталу поднять ресурс 5ТДФ до 400 часов. В это же время Министерством Обороны и ЦК КПСС было решено провести ускоренные войсковые испытания 15 танков Т-64 с двигателем 5ТДФ. По сути на этих испытаниях решалась дальнейшая судьба как двигателя, так и машины в целом. В целом испытания подтвердили, что двигатели выдерживают работу в течении 400 часов.

С 1 января 1972 года мероприятия, проведённые на 15 контрольных двигателях, были внедрены в серийное производство. В 1973 году гарантийный ресурс двигателя увеличен до 400 часов, а пробег танка до 4000 км.

С июня 1973 года на серийных двигателях 5ТДФ обеспечена ограниченная многотопливность (на местности высотой до 1000 м над уровнем моря). С июня 1975 обеспечена работа 5ТДФ в условиях высокогорья (до 3000 м) на трёх видах топлива: дизельном (Л, З, А), реактивном (ТС-1) и бензине (А-72, А-76).

В конце 1973 г. главным конструктором ХКБД становится Н. К. Рязанцев, а Голинец переведён в конструкторский отдел по тепловым двигателям в качестве заместителя главного конструктора.

С 1976 года гарантийный ресурс 5ТДФ 500 часов с гарантийным пробегом 5000 км.

С 1978 года системы автономного факельного подогрева и масловпрыска впервые позволили обеспечить холодный пуск танкового дизеля при температурах до минус 20°С, а с 1984 г. до минус 25°С.

5ТДФ мощностью 700 л.с. продолжал устанавливаться на все модификации серийных Т-64 до окончания их выпуска в 1987 году. Принятые в 1983 г. на вооружение Т-64АМ и Т-64БМ с 6ТД-1 в серию так и не пошли.

В 1971 году в ХКБД была проведена исследовательская работа (ведущий по теме И. Ровенский) по повышению мощности двигателя 5ТДФ до 850 л.с.

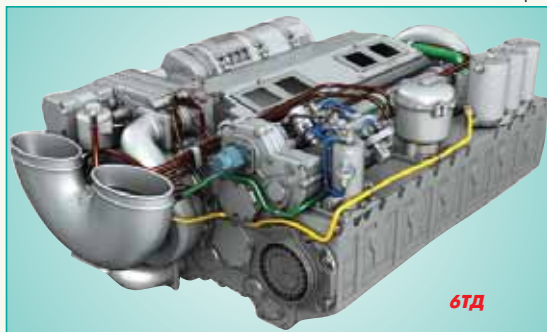
По результатам работы повышение мощности без потери ресурса было признано возможным и разработаны соответствующие технические рекомендации. Технические и производственные предпосылки к реализации этих мероприятий сложились к концу 1970-х гг. Были испытаны опытные двигатели 5ТД-3 (750 л.с.) и 5ТД-5 (900 л.с.), однако они не получили развития из-за политических решений 1977 года о развёртывании производства в Харькове танка Т-80 и ещё не существующего газотурбинного двигателя ВГТД-1000ФМ.



На базе 5ТДФ были также разработаны линейки шестицилиндровых 6ТД (1000-1500 л.с.) и трёхцилиндровых двигателей 3ТД (280-600 л.с.).

Двигатель 6ТД. От Т-64 к Т-80УД

Параллельно с четырёхтактным дизелем 12ЧН в ХКБД велись работы по двигателю 6ТД-1. Как было сказано выше, первый технический проект двигателей 6ТД мощностью 900 л.с. был выполнен ещё в 1960 году. Прошло время, приказом МОП СССР № 19 от 15 января 1974 г. поставлена задача создания танкового многотопливного двигателя мощностью 1000 л.с. в шести цилиндрах. Разработка 6ТД



была поручена отделу нового проектирования (начальник отдела И. М. Мильх), а руководителем темы назначен заместитель главного конструктора М. И. Лубченко.

На первый взгляд 6ТД-1 получен простым добавлением цилиндра. Однако, с одного цилиндра на 5ТДФ снималось по 140 л.с., а на тысячесильном 6ТД-1 - 167 л.с. (не говоря о более мощных модификациях). Это было достигнуто благодаря многолетнему опыту эксплуатации и доработки 5ТДФ. Был значительно изменён и доработан процесс газообмена, уменьшено взаимное влияние цилиндров в процессе газообмена; использована новая осевая газовая турбина; значительно доработано колесо нагнетателя; изменена форма впускных окон на прямоугольную; изменена конструкция центральной части цилиндра, что позволило снизить температуру в наиболее нагретой зоне на 35...40°C; доработаны топливная аппаратура и поршневая группа; на двигатель установлен воздушный компрессор ТК-150 водяного охлаждения вместо аналога воздушного охлаждения; внесено большое число других изменений и доработок.

Технический проект 6ТД-1 был разработан в ноябре 1974 года, согласован с директором завода О.В. Соичем и заместителем главного конструктора ХКБМ Н.А. Шоминим. С 1975 по 1976 гг. изготовлено 20 двигателей, на которых проводились конструкторско-доводочные испытания. С 13 октября по 4 ноября 1976 г. двигатель № 33 был подвергнут официальным заводским испытаниям в объеме 400 ч, которые выдержал без замечаний. В октябре 1979 года по результатам проведенных приёмочных стендовых испытаний в объеме 300 ч двигатель 6ТД-1 был рекомендован для внедрения в серийное производство.

Параллельно в ХКБМ шли ОКР по разработке моторно-трансмиссионного отделения с новым двигателем 6ТД для серийных танков. В 1975 году был разработан технический проект танка, оснащенного новым МТО, а в феврале 1976 года "в подарок" к XXV съезду КПСС на базе танка Т-64А были изготовлены два опытных танка "объект 476" с двигателем 6ТД-1. В 1978-82 годах три объекта 476 проходили всесторонние испытания во всех климатических зонах СССР. По результатам была выпущена ЧТД по установке 6ТД-1 и усиленной трансмиссии в ранее выпущенные танки Т-64А и Т-64Б. Установка 6ТД-1



Компоновка цилиндро-поршневой группы 6ТД

сопровождалась усилением БКП, увеличением эффективности системы воздухоочистки и увеличением динамического хода катков на 30 мм.

С использованием наработок по объекту

476 в 1976 году ХКБМ разработан эскизный проект "объект 478" - танк на шасси объекта 219 сп.2 с двигателем 6ТД-1, МТО и башней объекта 476.



Объект 476

В ноябре 1982 года на полигоне ХКБМ пробег опытных Т-64А с двигателем 6ТД-1 составил по 12 тыс. км, двигатели отработали по 500 ч. Как показали испытания, в результате установки 6ТД-1 мощностью 1000 л.с. в танк Т-64А с соответствующими доработками МТО и ходовой части:

- средняя скорость танка увеличилась на 19...35%;
- время разгона до 50 км/ч сократилось в два раза;
- преодолеваемый угол подъема возрос на 3...5°;
- запас хода увеличился на 6...32%.

Модернизированные танки приняты на вооружение приказом МО СССР № 0262 от 21.12.1983 под марками Т-64АМ, Т-64АКМ, Т-64БМ и Т-64Б1М.

Машины с индексом "М" в серийное производство так и не пошли. Связано это было с уже принятыми политическими решениями по ГТД и происходившими в связи с этим событиями на заводе им. Малышева, в ХКБМ и ХКБД.

Политическим руководством страны и МОП в 1977 году были приняты решения о производстве с 1980 года на заводе им. Малышева танков Т-80 и газотурбинного двигателя ВГТД-1000ФМ. С этого времени параллельно с производством танков линейки Т-64 начинается активная подготовка к производству Т-80 и ГТД.

Двигатель ВГТД-1000ФМ еще только разрабатывался в ЛНПО им. В. Я. Климова, а ХКБД в рамках конструкторского обеспечения серийного производства по указанию сверху уже занимается отработкой технологии производства этого двигателя, для завода им. Малышева готовятся оснастка, стенды, новые технологические процессы и мощности, которых до того на дизельном производстве не было.

По замыслу разработчиков ВГТД-1000ФМ должен был прийти на смену ГТД-1000Т. За счет применения осевого компрессора вместо центробежного ожидалось уменьшение удельного эффективного расхода топлива нового ГТД на 12,5%. Хорошо зарекомендовавшие себя решения в авиации, где двигатели долгое время работают в установившихся режимах в сравнимых со стендовыми условиях, для танка с повышенной вибрационной и динамической нагруженностью и в условиях высокой запыленности, адаптировались с трудом.

Несмотря на то, что новый ГТД не давался, партийное руководство и главный конструктор Т-80 Н. С. Попов категорически отказывались от готового к серийному производству 6ТД-1 в качестве резервного для Т-80. Попов даже пошёл на хитрость и предложил в качестве резервного новый дизель 2В-12, прекрасно осознавая, что его серийное производство возможно через несколько лет.

К 1980 году отработать двигатель у ЛНПО не получилось - в условиях танка и запыленности опытные образцы, которых было выпущено 80 шт., не отработали и ста часов. Сроки были перенесены на 1983 год. И к этому сроку проблему решить не удалось. В качестве выхода из ситуации Завод им. Малышева, ХКБД и ВНИИТМ предлагали выпуск Т-80 уже с отработанным МТО с двигателем 6ТД-1.



Объект 478



Моторотрансмиссионное отделение Т80У с ГТД

Разработчики Т-80 предложили начать выпуск на заводе им. Малышева другого двигателя - ГТД-1100Ф мощностью 1250 л.с., форсированного варианта уже выпускавшегося на Калужском опытно-

моторном заводе двигателя для Т-80. В ЦК КПСС была поддержана точка зрения ленинградцев - в соответствии с постановлением № 604-137 от 11.06.1984 Завод им. Малышева должен был приступить к выпуску танков Т-80 с двигателем калужского завода ГТД-1100Ф. Во исполнение в 1984-85 гг. заводом была выпущена установочная партия 45 шт. танков Т-80А (объект 219А). Часть танков была оснащена навесной ДЗ. От омских и ленинградских машин их можно отличить по "фирменной" харьковской ЗПУ закрытого типа.

Несмотря на сопротивление разработчиков Т-80, постановлением ЦК КПСС и СМ СССР № 701-200 от 16.06.1981 Завод им. Малышева обязывался изготовить два танка Т-80 с двигателями 6ТД мощностью 1000 л.с. для совместных испытаний. Машины, объект 478, были собраны в ноябре 1981 года. На танк было установлено МТО, разработанное для модернизации Т-64, и башня как у объекта 476. В 1983 году эти машины проходили испытания на НИИБТ Полигоне. В результате испытаний для танков с ГТД и 6ТД максимальные скорости и разгонные характеристики были одинаковы; расход топлива у ГТД в 1,6...1,7 раз выше; тормозные характеристики дизеля лучше в 1,4 раза; при повышении температуры окружающей среды на 10 °С потери мощности ГТД 10 %, 6ТД-1 - 2 %.

Кроме того, цена ГТД была выше на порядок, его ремонтпригодность крайне низкая. При этом, двигатель 6ТД-1 к тому времени по деталям был унифицирован с 5ТДФ на 90 %, имел ресурс более 500 ч, а цена капитального ремонта составляла 30 % от нового двигателя.

Из-за вынужденного увеличения запаса топлива в танках Т-80 до 1800 л в войсках они получили прозвище "Бензовоз", ходила шутка, что превратившись в топливную цистерну танк Т-80, наконец, стал оправдывать своё историческое название "tank".

Политическая обстановка начала меняться после смерти 20 декабря 1984 г. Министра Обороны Д. Ф. Устинова, который активно поддерживал ГТД.

На коллегии МО 17.05.1985 рассматривался вопрос о состоянии танкового двигателестроения. Наряду с другими мнениями начальник ГБТУ генерал-полковник Ю. М. Потапов и замминистра Маршал Советского Союза В. И. Петров считали правильным производить для Т-80 на Заводе им. Малышева дизельные двигатели. В результате Министр обороны Маршал Советского Союза С.Л. Соколов дал поручение проработать этот вопрос.

В итоге, в соответствии с постановлением Правительства № 837-249 от 2.09.1985 "О мерах по организации серийного производства танковых многотопливных дизельных двигателей 6ТД и танков типа Т-80У с этим двигателем" на Заводе им. Малышева организовывалось серийное производство двигателей 6ТД, от выпуска ГТД он освобождался, готовность конструкторской документации на танк Т-80УД с двигателем 6ТД-1 - IV квартал 1985 г., начало серийного производства - 1987 г.

Серийный выпуск танков Т-80УД "Берёза" (объект 478Б) начался в 1986 году параллельно с выпуском Т-64БВ. В 1987 году Т-80УД принят на вооружение, а последний серийный танк линейки Т-64 вышел из сборочного цеха 27 декабря 1987 года - ровно через 24 года после первой серийной машины, которая была собрана в декабре 1963 г.

Из-за газотурбинной эпопеи серийный выпуск машин с тысячесильным дизелем 6ТД-1 задержался почти на семь лет, что не позволило установить эти двигатели на серийные Т-64, а повышение мощности 5ТДФ до 850 л.с. произошло на два десятилетия позже того периода, когда для этого объективно сложились предпосылки. ■

Литература

1. Борзенко В. Танк Т-80. - М.: ЗАО "Ред. журн. "Моделлист-конструктор", 2012. - (Бронекolleкция. № 5 (104). 2012)
2. Бронетанковое вооружение и техника. Танковые силовые установки. - М.: Воен. изд-во, 1991
3. Быстроходный танковый двигатель 5ТДФ. Техническое описание. - М.: Воен. изд-во МО СССР, 1970
4. Гаврилов С. В. Судовые энергетические установки. История развития. - Петропавловск-Камчатский, 2003. - 383 с. - С. 222
5. Двигатель 6ТД. Техническое описание. - М.: Воен. изд-во, 1988
6. Ефремов А. С., Павлов М. В., Павлов И. В. История создания первого серийного танка Т-80 с газотурбинной силовой установкой // Техника и вооружение. - 2011. - № 3, 4, 6, 8, 11
7. Зубов Е. А. Двигатели танков (из истории танкостроения). Послевоенный период / Под ред. к.т.н. Н. И. Троицкого. - М.: НТЦ "Информтехника", 1995. - 144 с.
8. Новый средний танк (объект "430"). Расчётно-пояснительная записка к эскизному проекту / Рук. проекта Омелянович, гл. конструктор Морозов. - Харьков: Завод № 75, 1953
9. Отчёт : Анализ войсковой эксплуатации двигателей 5ТДФ за период 1966-1969 годы / Утв. гл. конструктор Л. Голинец, 2.07.1970. - Харьков: п/я В-8748, 1970
10. Отчёт по результатам разборки 3-х двигателей 5ТДФ V-ой серии, проходивших испытания на объектах в октябре-декабре 1970 года / Утв. гл. конструктор Л. Голинец, 29.03.1971. - Харьков: п/я В-8748, 1971
11. Отчёт по теме НВ7-167-71 "Проведение исследовательских и экспериментальных работ по дальнейшему совершенствованию рабочего процесса конструкции и повышению ресурса двигателя 5ТДФ с целью обеспечения надёжной работы в объектах до 400 часов" / Утв. гл. конструктор Л. Голинец, 29.04.1972. - Харьков: п/я В-8748, 1972
12. Протокол совещания по рассмотрению проектов среднего и тяжёлого танков. Минтрансаш. 8-10.03.1953.
13. Рязанцев Н. К. Моторы и судьбы. О времени и о себе. - Харьков: ХНАДУ, 2009. - 272 с.
14. Средний танк объект 432. Расчётно-пояснительная записка к техническому проекту. - Харьков: 3-д им. В. А. Малышева, 1961
15. Средний танк объект 432. Расчётно-пояснительная записка к эскизному проекту. - Харьков: 3-д им. В. А. Малышева, 1960
16. Танк Т-64А. Техническое описание и инструкция по эксплуатации. - М.: ЦНИИ Инф., 1973
17. Танк Т-64А. Техническое описание и инструкция по эксплуатации. Кн. 1 (Доп.). - М.: Воен. изд-во МО СССР, 1976
18. Танк Т-64А. Техническое описание и инструкция по эксплуатации. Кн. 1. - М.: Воен. изд-во, 1984
19. Танк Т-80. Техническое описание и инструкция по эксплуатации. Кн. 1. - М.: Воен. изд-во МО СССР, 1979
20. Танки и люди. Дневник главного конструктора А. А. Морозова / Авт. сост. к.т.н.; доц. НТУ "ХПИ" В. Л. Чернышев. - Харьков: ХИТВ, 2007. - 276 с.
21. Танковый двигатель 4ТД. Расчётно-пояснительная записка к эскизному проекту. - Харьков: 3-д № 75, 1954
22. Танковый двигатель 4ТД. Расчётно-пояснительная записка к эскизному проекту. - Харьков: 3-д № 75, 1953
23. Танковый двигатель 5ТД. Расчётно-пояснительная записка к техническому проекту. - Харьков: 3-д № 75, 1956
24. Танковый двигатель 5ТД. Расчётно-пояснительная записка к эскизному проекту. - Харьков: 3-д № 75, 1954
25. Танковый двигатель 5ТДЛ. Расчётно-пояснительная записка к техническому проекту. - Харьков: 3-д № 75, 1960
26. Танковый двигатель 6ТД. Расчётно-пояснительная записка к техническому проекту. - Харьков: 3-д № 75, 1960
27. Техническое описание танка Т-64. - М.: Воен. изд-во МО СССР, 1969
28. Харьковское конструкторское бюро по машиностроению имени А. А. Морозова / А. И. Веретенников, И. И. Рассказов, С. Н. Басюк, Е. И. Решетило. - 2-е изд. - Харьков: РА "Ирис", 1998. - 136 с., илл.

Связь с авторами: chobitok@gmail.com



ТАНКИ ОТ И ДО

Олег Никитич Брилёв,

д.т.н., профессор, Заслуженный деятель науки и техники РФ,
начальник кафедры танков ВАБТВ (1975-1987 гг.)



(Продолжение. Начало в 6 - 2014, 1-6 - 2015, 1-6 - 2016, 1-6 - 2017)

За рубежом легкие танки первого поколения представлены образцами M41 (США) и AMX 13 (Франция). Оба образца не являются плавающими и авиатранспортабельными, имеют более высокий уровень защиты, по сравнению с советскими легкими танками, на них установлены пушки высокой баллистики калибра 76,2 и 75 мм соответственно. Оригинальной особенностью танка AMX 13 является применение "качающейся" башни и автомата заряжания. Однако, как показал опыт, такие машины не имеют существенных преимуществ, их использование в боевых подразделениях французской армии следует рассматривать как временную меру замены средних (основных) танков.

К началу войны в Корее в американских войсках для разведки использовался лёгкий танк M24, но он мало подходил для этой цели. Причин было две: малая мощность двигателя не обеспечивала необходимую маневренность, а из-за недостаточного бронирования этот танк был крайне уязвим.

Требовался новый лёгкий танк.

В соответствии с требованиями управления армии США новый танк должен иметь более высокую огневую мощь и подвижность, чем M24 и должен быть вооружен 76-мм пушкой, способной пробивать 127-мм (5 дюймов) броню с наклоном 30 градусов на расстоянии 914 метров (1000 ярдов). Танк должен весить примерно 25 тонн.

К этому моменту уже существовал опытный танк T37, разработка которого началась в проектно-конструкторском подразделении Детройтского арсенала ещё в июле 1946 года. Тогда предполагалось, что экипаж танка будет состоять из 4 человек, а двигатель Continental AOS-895-1 (6-цилиндров, рабочий объём 8,2 литра, воздушное охлаждение, мощность 500 л.с. при 2800 об./мин.) будет разгонять танк массой 21,9 т до 66 км/ч. К концу 1949 года этот танк был в виде прототипа - T37 Фаза I. Особенностью этого танка было наличие на башне по бокам двух пулемётов.

T37 Фаза I



В конструкции башни танка T37 Фаза II имелись как сварные, так и литые детали. Были установлены усовершенствованное 76-мм орудие T91 и новые приборы управления стрельбой. Стереоскопический дальномер заменили оптическим, работающим по принципу совмещения изображений. Появилось важное нововведение — двухплоскостная система стабилизации пушки, разработанная английской фирмой "Виккерс".

Планами предусматривался ещё один прототип - T37 Фаза III, у которого

T37 Фаза II



должен был автомат заряжания, но этот образец построен не был. Из-за начала войны в Корее все работы были свёрнуты. К этому моменту T37 Фаза II получил обозначение T41, а уже его модификация - T41E1 был стандартизован (принят на вооружение) как M41.

Третий вариант башни представлял собой комбинацию двух предыдущих, но в ее основу легла все-таки башня от танка T37 Фаза II. В башне танка T37 Фаза III установили автомат заряжания 76-мм пушки и систему стабилизации орудия в двух плоскостях американской фирмы IBM. Наилучшим по результатам испытаний признали второй вариант башни. Однако, по мнению заказчика, все они получились излишне сложными и чересчур дорогими. Упрощенный вариант под обозначением T41 был подготовлен к испытаниям в конце 1949 года. Башня лишилась оптического дальномера, обеих внешних пулеметных гондол и характерных бульб по бортам. Опытный образец танка с такой башней получил обозначение T41E1. Еще до окончания испытаний прототипов командование армии США приняло решение о закупке перспективных этой модификации танка под маркой M41.

После замены на втором прототипе электропривода разворота башни на гидропривод обозначение сменилось на T41E2. Оба прототипа участвовали в испытаниях, которые проходили достаточно гладко, без срывов, контракт на партию из 1000 единиц M41 был выдан в 1950 г., еще до их завершения.

Первоначально танк получил название "Маленький бульдог" (Little Bulldog), но в соответствии с практикой, по которой американским танкам присваивались имена генералов, название изменили на "Уокер Бульдог" (Walker Bulldog) в честь американского генерала Уолтона Уокера, погибшего в Корее в начале 1951 года. Первые серийные M41 сошли со сборочной линии



T41E2 на испытаниях

корпорации "Дженерал Моторс" в середине 1951 года. Производство осуществлялось подразделением ГМС фирмы "Кадиллак" на новом предприятии в Кливленде. Этот когда-то авиационный завод, а затем склад был реконструирован фирмой специально под производство M41 и переименован в Cleveland Tank Arsenal.



Производство танков M41

Танк прошел три этапа модернизации, последовательно получая индексы M41A1, M41A2 и M41A3.

Танк M41 имел компоновку с задним расположением моторно-трансмиссионного отделения. Экипаж - четыре человека: водитель находился в отделении управления, командир танка, наводчик и заряжающий - в башне, первые два - справа от пушки, последний - слева, что позволяло ему заряжать пушку правой рукой. В командирской башенке было установлено пять стеклоблоков для кругового обзора. Кроме того, у командира и у наводчика имелся перископический прибор M20A1, поворачивающийся на 360°. Моторно-трансмиссионное и боевое отделения разделялись огнестойкой перегородкой.

Корпус танка сваривался из катаной стальной брони, башня - из литых и катаных броневых деталей. Толщина брони носовых деталей корпуса составляла 50 мм, а маска пушки башни 38 мм. Толщина бортов корпуса была уже всего 12...15 мм.

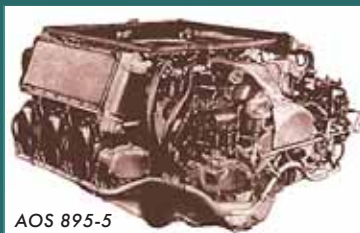
Основным вооружением танка являлась 76-мм длинноствольная нарезная пушка M32 с начальной скоростью снаряда около 1000 м/с. В ее боекомплект входили выстрелы с бронебойно-трассирующими, кумулятивными, осколочно-фугасными снарядами, снарядами с готовыми



M41

убойными элементами, дымовыми и другие. Первоначально в танке укладывалось 57 унитарных выстрелов, после модернизации, начиная с модификации M41A1, боекомплект увеличен до 65 выстрелов. С пушкой был спарен 7,62-мм пулемет с боекомплектом 5000 патронов. Зенитный 12,7-мм пулемет M2 (боекомплект 2175 патронов) устанавливался на крыше башни у люка командира. Пушка управлялась наводчиком и командиром танка с помощью электрогидравлических приводов наведения. Вертикальные углы наведения составляли от -9° до $+19^{\circ}45'$. Стабилизатор пушки был внедрен на танках модификации M41A1. Курсового пулемета на танке не было. Наводчик и командир танка использовали свои перископические приборы M20A1, имевшие два оптических канала: однократный - для ориентирования, 6-кратный - для стрельбы. Наводчик пользовался еще телескопическим прицелом M97 с 3-кратным увеличением. На базовой модели танка приборы ночного видения не устанавливались, в ходе же модернизации такие приборы и ИК-прожектор (модификация M41A3) были введены.

На танке M41 устанавливался 6-цилиндровый бензиновый двигатель "Континенталь" AOS-895-3 воздушного охлаждения с оппозитным расположением цилиндров, а с 1956 г. на модификациях M41A2 и M41A3 устанавливался бензиновый двигатель AOS 895-5 с системой непосредственного впрыска топлива. Оба двигателя обладали мощностью 500 л.с. В обоих случаях использовалась гидромеханическая трансмиссия типа "Кросс-драйв" CD-500-3 фирмы "Аллисон". Танк массой 23 т эти двигатели разгоняли по шоссе до 65 км/ч, а запаса топлива хватало на 240 км. Подвеска танка индивидуальная торсионная. На первых, вторых и пятых узлах подвески устанавливались гидравлические телескопические амортизаторы. Торсионы первых и пятых узлов подвески большего диаметра, чем у всех остальных. Опорные катки обрезиненные двускатные. На каждом борту имелось по три поддерживающих катка.



AOS 895-5

На танке, кроме того, был установлен вспомогательный двигатель GMC модели A41-1 с зарядным агрегатом для прогрева основного двигателя в зимнее время. В штатное оборудование входили: обогреватель факельного типа для экипажа, приспособления для преодоления глубокого брода и электрический водооткачивающий насос.

Поставки новых танков в войска начались в 1953 году. "Бульдогами" заменяли устаревшие M24. Первые серийные M41 поступили в американские части, дислоцированные в Европе, а остальные - в резерв и Национальную гвардию. Несколько M41 отправили в Корею для фронтальных испытаний. Однако поучаствовать в боевых действиях им не пришлось - война закончилась.

"Уокер Бульдог" был довольно популярной машиной у американских танкистов. Он оказался надежным и простым в эксплуатации и вполне соответствовал возлагавшимся на него задачам разведки, связи и боевого охранения. Длинноствольная 76-мм пушка была бы достаточно эффективным оружием против многих более тяжелых танков, однако слабая броня не позволяла M41 вступать с ними в бой.

Всего было выпущено порядка 5500 танков M41. Часть из этого количества было использовано для создания 105-мм самоходных гаубиц M52 и 155-мм M44, а также для зенитной самоходной установки M42 Duster.



3CY M42 Duster

CAV M52



CAV M44



Но большинство было продано армиям зарубежных стран, где предпринимались собственные шаги по модернизации танков M41 для продления сроков их службы и повышения тактико-технических характеристик. В начале 1986 года в Германии в инициативном порядке была разработана программа модернизации легких танков M41, получившая название GTI (German Tank Improvement). Основным подрядчиком в разработке программы выступала компания GLS (Мюнхен).

Согласно программе предусматривалась замена бензинового двигателя на дизель MB 833Aa-501 мощностью 450 л.с., который с помощью раздаточной коробки связывается с существующей трансмиссией. Такой силовой блок можно было легко заменить в полевых условиях. В него также входили системы охлаждения, очистки воздуха и 9-кВт генератор переменного тока. Использование более экономичного дизеля с одновременным увеличением объема топливных баков с 530 до 800 литров (четыре новых топливных бака разместили в корпусе, еще два бронированных топливных резервуара - в корме на надгусеничных полках) позволило значительно увеличить запас хода (со 160 до 600 км). В подвеске применяются новые торсионные валы и гидравлические амортизаторы двустороннего действия.

На опытном модернизированном образце была сохранена 76-мм пушка, но была предусмотрена возможность установки 90-мм или 105-мм пушки.

Введена стабилизация вооружения, электрогидравлические приводы наведения заменены на электрические. Система управления огнем включала в себя: цифровой баллистический вычислитель, лазерный дальномер, датчики наклона цапф и возвышения пушки, метеоусловий и другое. Перископический дневной/ночной прицел наводчика был объединен в единый блок с лазерным дальномером. Командир и наводчик вели эффективную стрельбу с места и с ходу по движущимся и неподвижным целям.

Модернизированный в Германии M41



Крупная модернизация танков M41 была осуществлена Бразилией, в армии которой насчитывалось свыше 400 этих машин.

Бензиновый двигатель заменен на 8-цилиндровый дизель DS-14A 04 Saab Scania мощностью 405 л.с., объединенный в блок с трансмиссией CD-500-3 фирмы "Аллисон". Максимальная скорость возросла до 70 км/ч. Установка нового моторно-трансмиссионного блока привела к незначительному

удлинению корпуса и изменению системы охлаждения - установлен новый радиатор и два 12-лопастных вентилятора. Были изменены топливные баки, щиток приборов водителя, система электроснабжения.

Модернизировано и вооружение танков. Первые 20 машин сохранили штатную 76-мм пушку M32. На один образец для испытаний была установлена 90-мм пушка Cockerill Mk III. Последующие машины оснащались пушками Ca 76/90 M32 BR1 - это M32, расточенные до калибра 90 мм и рассчитанные на использование боеприпасов пушки Cockerill Mk III.

Переворуженные танки получили обозначение M41B. С 1984 года проводился второй этап модернизации, в ходе которого на M41B устанавливалась новая пушка Ca 76/90 M32 BR2 с термозащитным кожухом и оперенным подкалиберным снарядом в боекомплекте. В систему управления огнем включены лазерный дальномер, связанный с прицелом наводчика, и комплект приборов ночного видения.

Бразильский танк M41C с новой башней и 90-мм пушкой Cockerill



Эти модернизации проводились зарубежными покупателями танка M41, а в самих Штатах в начале 50-х было признано, что 76-мм пушка уже недостаточна для борьбы с современными советскими танками, в частности, с Т-54. Поэтому в январе 1950 года команде Detroit Arsenal было рекомендовано разработать легкий танк с 90-мм пушкой на базе танка M41. Новая 90-мм гладкоствольная пушка получила обозначение T123. Однако после неудовлетворительных испытаний пушки на точность стрельбы было принято решение заменить её на пушку со стволом с мелкой нарезкой - T123E3. Были изготовлены два танка на шасси M41E1, получивших обозначение T49.

Естественно, что основные изменения претерпела башня танка, которая была увеличена по высоте. Изменения были внесены и в кормовую нишу. Пушка комплектовалась тремя типами снарядов, у которых существенно разными были начальные скорости (731, 792 и 853 м/с).

Масса танка составила 24,1 т. Двигатель остался прежним - Continental AOS-895-3 мощностью 500 л.с., что, тем не менее, позволяло разогнать 24,1-тонный танк по шоссе до скорости 72 км/ч.

Два изготовленных танка T49 отправлены на Абердинский полигон, где они были протестированы с мая 1954 по май 1955 года. В ходе испытаний были обнаружены многочисленные недостатки и, самое основное, то, что специальный бронированный снаряд не обеспечивал необходимую точность, что и привело к отказу армии от дальнейших работ по данному танку.

T49 с 90-мм пушкой



Итак, замена танку M41, который всё в большей степени не отвечал существующим требованиям, так и не была найдена.

В 1952 году в Соединенных Штатах объявили конкурс на создание легкого танка, предъявив к тому жесткие требования. Основное требование - масса машины не должна превышать 20 тонн, чуть позднее требование к массе машины ужесточаются - она должна быть не более 18 тонн. Предлагалось установить орудие калибра 90 мм, что позволило бы новому легкому танку вести бой с любой бронетехникой, имеющейся на вооружении вероятного противника, но проведенные расчеты показали, что выполнить данное требование будет невозможно. Основным калибром выбирают орудие калибра 76 мм, но с автоматическим заряжением.

К середине следующего года несколько ведущих организаций оборонной промышленности представили свои варианты новой техники. Поставленные задачи конструкторы предлагали решать разными способами, из-за чего машины имели весьма заметные отличия. Одновременно с этим

присутствовали и общие черты, оговариваемые техническим заданием. В июле 1953 года на специальном заседании на базе Форт-Нокс были выбраны три проекта, больше всех устроившие военных. Их планировалось развивать дальше, вплоть до нового сравнения и выбора машины для серийного производства. На этом этапе программа получила рабочее обозначение T71.

Конструкторы Детройтского арсенала предложили строить гусеничную бронемашину массой 18 тонн традиционной компоновки с поворотной башней лафетного типа (качающейся). 76-мм орудие предлагалось оснастить автоматом заряжания, что позволяло сократить экипаж до трех человек. Бронезащита аналогична M41, двигатель мощностью 340 л.с., боезапас 60 выстрелов. Предлагались и некоторые другие идеи и решения, дававшие возможность сократить габариты, а также уменьшить боевую массу танка.

Второй проект был предложен компанией Cadillac Motor Car Company - подразделением General Motors. Этот вариант танка имел компоновку с передним размещением двигателя и должен был оснащаться 76-мм орудием, не сопряженным с автоматом заряжания. Экипаж состоял из четырех человек.

Сокращать массу конструкции до 17 тонн предлагалось при помощи правильного подбора толщины броневых листов. По расчетам, танк от "Кадиллак" по уровню защиты не должен был отличаться от существующего M41. Топлива в количестве 570 литров должно было хватать на 260 км. Третья версия танка предлагалась компанией Aircraft Armament Incorporated (AAI) и основывалась на ряде оригинальных решений. Для уменьшения размеров и массы танка предлагалось использовать корпус сокращенного поперечного сечения. Двигатель предполагалось разместить в передней части корпуса, рядом с водителем. Была разработана новая низкопрофильная башня. Верхние люки башни получили собственные пулеметные установки. Основное 76-мм орудие предлагалось комплектовать автоматикой досылания, требующей участия заряжающего, из-за чего экипаж составлял из четверых человек. При всех своих преимуществах, танк от AAI оказался достаточно тяжелым и весил немного больше заданных 18 т.

Ознакомившись с конструкторской документацией по этим трем проектам, специалисты военного ведомства выбрали с их точки зрения две наиболее удачные и интересные разработки. Дальнейшее развитие должны были получить проекты компаний Cadillac Motor Car Company и AAI. В ближайшем будущем победители конкурса должны были продолжать разработку своих проектов, а также построить полноразмерные деревянные макеты техники. Интересно, что Детройтский арсенал, не сумевший заинтересовать армию своей разработкой, тоже начал строительство демонстрационного макета.

Современное компьютерное моделирование внешнего облика T71 разработки Детройтского арсенала



Изначально предполагалось, что по мере продолжения программы T71 будет найдена возможность объединения двух оставшихся проектов. Однако, вскоре выяснилось, что подобное развитие событий попросту невозможно.

Один из выбранных предварительных проектов основывался на традиционных идеях и решениях, тогда как второй был новаторским. Объединение наработок по двум проектам не имело смысла, а также могло представлять собой чрезвычайно сложную задачу без гарантии успешного решения.

Решение было найдено в начале весны 1954 года. Военное ведомство постановило продолжить разработку проекта от фирмы "Кадиллак" в рамках программы T71. Легкий танк от AAI должен был разрабатываться отдельно.

Инженеры фирмы "Кадиллак" предложили строить свой танк по схеме с передним размещением моторно-трансмиссионного отделения и центральным боевым отделением. Корма, соответственно, отдавалась под размещение боекомплекта и топлива. Такая конструкция позволяла оптимизировать распределение внутренних объемов, а также положительным образом сказывалась на некоторых других аспектах проекта. Предлагалось использовать сварной корпус, способный обеспечить всеракурсную защиту от стрелкового оружия. Лобовая проекция при этом должна была защищать машину и от более серьезных угроз. Максимальная толщина брони задавалась на уровне 25,4 мм, минимальная - 19 мм. Одновременно с этим общий уровень защиты и живучесть на поле боя предлагалось повышать путём высокой подвижности и правильной компоновки корпуса.

Лобовую часть корпуса танка T71 предлагалось собирать из трех прямоугольных броневых листов, размещенных под разными углами к вертикали. Верхний лист, находящийся рядом с крышей, отличался меньшим наклоном. Средний и нижний, в свою очередь, образовывали структуру клиновидного профиля. У левого борта на верхнем лобовом листе предлагалось закрепить литую деталь сложной формы, служащую основанием для люка и смотровых приборов механика-водителя. Также корпус должен был иметь вертикальные борта, горизонтальную крышу и наклоненный назад кормовой лист.

Была разработана литая башня сравнительно сложной формы. Её лобовую часть предлагалось выполнять в виде скругленного выступающего агрегата. Бортвые участки купола являлись несимметричными из-за необходимости установки дополнительного оборудования. В крыше башни предлагалось установить два люка. Левый, предназначенный для заряжающего, отличался простотой конструкции. На правом отверстии в башне предлагалось поместить командирскую башенку с набором перископических приборов и пулеметной установкой. Последняя позволяла использовать оружие, не покидая защищенный отсек.

Проектом Т71 предлагалось применение бензинового двигателя Continental AOI-628-1 мощностью 340 л.с. В одном отсеке с двигателем находилась трансмиссия Allison XT-300, обеспечивавшая передачу крутящего момента на передние ведущие колеса. В свободных объемах корпуса удалось поместить топливные баки общей емкостью 568 л.

Ходовая часть танка включала по четыре опорных катка большого диаметра на каждый борт. Катки получали индивидуальную торсионную подвеску.

Задняя пара катков была опущена на грунт и выполняла функции направляющих колес. Поддерживающие ролики не применялись.

В башне предлагалось поместить качающуюся установку с 76-мм нарезным орудием Т185. Эта пушка имела ствол длиной 60 калибров, оснащалась дульным тормозом и имела полуавтоматический клиновидный затвор, перемещающийся по вертикали. Для заряжания затвор уходил вниз. Орудие могло использовать унитарные выстрелы нескольких типов различного назначения. Снаряды имели массу от 3,2 кг (бронебойные М319 и М496) до 7,1 кг (дымовой М361). Начальная скорость боеприпаса достигала 1260 м/с. Имелась возможность получения скорострельности до 12 выстрелов в минуту.

Максимальная дальность стрельбы превышала 21,6 км.

Орудийная установка имела ручные и электрогидравлические приводы наведения. Обеспечивалось круговое вращение башни с возможностью перемещения качающейся установки от -10° до $+20^\circ$ относительно горизонтали. Горизонтальная наводка могла осуществляться при помощи механических устройств или вручную, вертикальная - только с использованием маховиков ручного привода.

Вспомогательное оружие танка состояло из спаренного пулемета винтовочного калибра, помещенного слева от пушки на общих с ней креплениях, и зенитной пулеметной установки. Последняя была интегрирована в поворотную командирскую башенку. Башенка имела возможность вращения в горизонтальной плоскости. В передней ее части

Современное компьютерное моделирование внешнего облика Т71 разработки фирмы "Кадиллак"



имелось качающееся устройство для монтажа пулемета, в задней - откидная крышка люка. Конструкция командирской башенки позволяла использовать крупнокалиберные пулеметы.

Внутри боевого отделения удалось разместить достаточно крупные укладки для боекомплекта всего имеющегося оружия.

Боекомплект пушки до 60 снарядов, для спаренного пулемета 5 тыс. патронов, а для крупнокалиберного пулемета до 600 штук.

В экипаж перспективного легкого танка планировалось включить четырех человек. В передней части корпуса, у левого его борта, помещалось отделение управления с рабочим местом механика-водителя. Он располагал собственным люком в крыше корпуса. Вокруг люка размещались смотровые приборы. Трое других танкистов помещались в боевом отделении. Наводчик и командир находились справа от пушки друг за другом. Левую половину башни занимал заряжающий. В крыше башни предусматривалось лишь два люка, из-за чего наводчик мог покинуть машину только после командира.

Благодаря максимально плотной компоновки танк Т71 получался компактным и легким. Боевая масса не превышала 17 т. Длина машины по корпусу составляла 4,63 м, с пушкой вперед - 6,9 м. Ширина - 2,8 м, высота по командирской башенке - 2,5 м. Удельная мощность в 17 л.с. на тонну позволяла получить достаточно высокие характеристики подвижности. Максимальная скорость, по расчетам, должна была достигать 56 км/ч. Запас хода - 265 км. Ходовая часть обеспечивала пересечение рва шириной 1,8 м, подъем на 91-см стенку или движение по броду глубиной 1,2 м.

Разработка проекта легкого танка Т71 продолжалась в течение нескольких лет. Первый вариант проекта, получивший одобрение в 1953 году, со временем был изменен с целью повышения более высоких расчетных характеристик. Улучшенный проект был представлен заказчику, после чего тот сформировал новый список требуемых доработок. Результатом дальнейших работ с учетом изменившихся требований заказчика стал проект с обозначением Т71Е1.

Новый вариант легкого танка должен был использовать большую часть

существующих агрегатов, но при этом отличаться некоторыми особенностями конструкции и составом бортового оснащения. По некоторым данным, в этом проекте предлагалось использование более мощного двигателя, способного заметно повысить подвижность машины. Кроме того, вместо торсионной подвески могли использоваться гидропневматические устройства. Также должны были появиться некоторые иные изменения меньшего масштаба. Известно о разработке улучшенного орудия Т185Е1, которое могло стать "главным калибром" модернизированного танка. В целом, оно было похоже на базовое изделие, однако отличалось некоторыми особенностями. Так, в этом проекте использовался вертикально скользящий клиновидный затвор, при перезарядке уходящий вверх. Габариты, масса, номенклатура боеприпасов и огневые характеристики остались прежними.

Разработка проектов Т71/Т71Е1 продолжалась до начала 1956 года. В дальнейшем планировалось изготовить макеты новой техники, провести необходимые доработки, а затем приступить к строительству и испытаниям опытных машин. Тем не менее, проект Т71 компании "Кадиллак" был остановлен ещё до начала строительства макетов после сравнения с проектом и ходом создания танка компанией ААI. Военные пришли к выводу, что разработка компании Cadillac Motor Car Company уступает по характеристикам танку, разрабатываемому компанией ААI. Кроме того, проект Т71 столкнулся с некоторыми трудностями, результатом которых стало затягивание работ. Да и военное ведомство США не могло позволить себе строительство и испытания двух легких танков одновременно.

Из-за сравнительно раннего закрытия (начало 1956 года) проект Т71 не смог дойти до стадии строительства макета, не говоря уже об опытной машине. Кроме чертежей и фотографий набросков деревянных макетов по проекту Т71 ничего не сохранилось. Но современная компьютерная техника

позволила реконструировать внешний вид обоих танков проекта Т71.

Продолжение проекта компании ААI позволило довести его не только до

стадии сборки прототипа, но и до строительства опытной машины.

Предполагалось, что масса танка будет не более 17 тонн. Основное орудие калибра 76 мм спарено с пулеметом калибра 7,62 мм. Пулемет установили на выносном лафете, смещенном вперед. Это позволило не увеличивать высоту башни и танка в целом. Экипаж четыре человека - командир, стрелок-наводчик, заряжающий и водитель-механик. Командир находится слева от орудия, а наводчик - справа, и у каждого из них появились пулеметные башенки с пулеметами крупного калибра. Место заряжающего находится за командиром, а водителя-механика - в носовой части танка слева от силовой установки. В качестве двигателя также был выбран бензиновый Continental AOI-628-1 мощностью 340 л.с. А КПП - XT-300, обеспечивающая движение на восьми передачах - шести вперед и двух назад. В ходовой используются по четыре опорных спаренных катка на сторону, из которых передний - ведущий, а последний - направляющий. Подвеска - торсионная балансирная.

В середине 1954 года, принимается решение о постройке макетов трех танков. Опытные танки, в количестве 2 экземпляров, которые требовалось построить компании ААI, получают название Т92.

В конце 1954 и в начале 1955 года специалистами компании "ААI" вносятся многие изменения в проект Т92. Основные из них коснулись ходовой, которая получает поддерживающие катки. С этими изменениями строятся опытные образцы. В начале ноября 1956 года опытный легкий танк прибывает на полигон. Из-за неготовности пулеметных башенок, на первых испытаниях он был без них. Второй опытный образец, полностью укомплектованный, прибыл на полигон в середине 1957 года. Проведенные испытания подтвердили соответствие характеристик техническому заданию, что послужило основанием для принятия решения о запуске танка в серию.

Корпус сделан из катаных листов и литых деталей, соединённых сваркой. Из-за применения легких сплавов масса танка составила всего 16,3 т. Сплавы алюминия и армированного пластика были применены при изготовлении МТО танка в носовой части корпуса.

Для входа и выхода в корпусе имелись двухстворчатая дверь в корме танка и люки в носовой части. Дверь на каждой половинке имела прибор наблюдения. Т92 получил очень большой для легкого танка башенный погон диаметром 2,26 м. Орудие Т185Е1 калибра 76 мм установлена на внешнем лафете, который устанавливался по центру, по бокам которого размещались пулеметные башенки (в командирской - 12,7-мм пулемет, и у наводчика - 7,62-мм). Угол поворота башенок 194 градуса. Управление основной башни и пулеметных башенок, наведение орудия по вертикали осуществлялось с использованием электрических приводов, а при их отказе - вручную.

Углы наведения орудия по вертикали от 10 до 60 градусов.

Заряжание орудия осуществлялось автоматом заряжания или вручную.

Готовые к стрельбе боеприпасы - 7 в магазине, один в заряжающем механизме. Остальные боеприпасы размещались в кормовой части (28 выстрелов) и в башенной части (24 выстрела). Гильзы после выстрела выбрасывались через спецлючки в башне.

Макет танка Т92



Хотя машину рекомендовали до серийного выпуска, на испытаниях были выявлены ряд недостатков. Всего по итогам испытаний было проведено более 50 усовершенствований конструкции и оборудования танка. В 1957 году выделяется финансирование на создание предсерийных танков в количестве двух единиц. Деньги уходят на усовершенствование первых двух опытных образцов. В 1958 году была запланирована постройка 3 и 4 образца T92 с внесением изменений на стадии создания.

T92 на полигоне



Однако планом не было дано осуществиться и всему виной становится советский плавающий легкий танк под названием ПТ-76. Появление информации о создании в Советском Союзе легкого плавающего танка приводит к пересмотру программы создания легких танков. Военные принимают решение о создании танка своего плавающего легкого танка. Это становится концом проекта T92, так как сделать этот танк плавающим не было никакой возможности, не теряя при этом большинства приобретенных достоинств. В середине 1958 года программа T71/T92 полностью останавливается. Построенные два опытных образца T92 еще несколько лет использовались в различных испытаниях.

Если уж говорить о создании в США плавающих танках, то надо отметить, что они уже были, правда, создавались они на базе гусеничных плавающих десантных бронетранспортерах. В качестве примера одной из таких машин можно привести плавающий танк LVT-H-6 (Landing Vehicle Tracked), произведенный компаниями Pacific Car and Foundry Co и Ingersoll. Принятие его на вооружение корпуса морской пехоты США состоялось в 1955 г. LVT-H-6 представлял собой артиллерийскую версию БТР LVT-P-5. В качестве основного вооружения была взята гаубица M49 калибра 105 мм, а вспомогательного - два пулемёта: первый - калибра 7,62-мм и второй - зенитный - 12,7-мм. Бронетранспортер LVT-H-6 должен был осуществлять артиллерийскую поддержку при высадке морских десантов, в том числе и для ведения огня непосредственно на плаву.

На LVT-H-6 устанавливался карбюраторный "Континенталь" LV-1790-1, мощностью 810 л.с. Этого было достаточно для движения на суше со скоростью 48 км/ч. Максимальная скорость на плаву - 11 км/ч. Боевая масса составляла чуть более 38 т. Экипаж LVT-H-6 состоял из 7 человек.

Поскольку десантное отделение было занято артиллерийской системой и боезапасом для нее, LVT-H-6 не предназначался для транспортировки и высадки десанта.

Всего на вооружение американской армии было принято 210 таких машин.

LVT-H-6



Ещё один плавающий танк - LVT-HX-4 со 105-мм гаубицей T96E1, создавался на базе бронетранспортера LVT-P-6. Шасси этого БТР предполагалось использовать ещё для зенитной самоходной установки с 40-мм пушками и для 106,7-мм миномета. Однако, на вооружение эти машины приняты не были. А задачу по созданию плавающего танка никто не снимал. Именно поэтому в 1958 году американцы свернули программу разработки легкого танка T92, отчасти из-за того, что тот не умел плавать, что во многом снижало его ценность как разведывательного средства. В 1959 году фирма "Аллисон", входившая в корпорацию "Дженерал моторс", получает контракт на разработку новой бронированной разведывательной воздушно-десантной

штурмовой машины (ARAV), которая предназначалась для выполнения двух задач: разведки в составе бронекавалерийских частей и средства усиления для воздушно-десантных войск. Особыми требованиями к новой технике были: способность плавать, небольшой вес для десантирования и существенное усиление вооружения по сравнению с предыдущими разработками (M41 и 92).

Программа стартовала в июне 1960 года под обозначением XM551 ARAV General Sheridan. "Изюминкой" нового танка стала орудийная система 152mm XM81 Shillelagh Combat Vehicle Weapon System. Разработка этой перспективной пушки была начата в 1958 году. В отличие от обычных танковых пушек, новая система предполагала использование в качестве основного боеприпаса управляемую ракету. Во многом это решение было вызвано убежденностью военного руководства в том, что ракета имеет гораздо большую вероятность поразить цель, чем обычный снаряд, особенно на больших дистанциях. Требуемые значения бронепробиваемости составляли не менее 150 мм при угле попадания 60 градусов к нормали. Из всех предложенных управляемых ракет выбор сделали в пользу управляемой ракетного комплекса Shillelagh разработки компании Ford-Aeronutronic. Использование ракеты в качестве основного боеприпаса привело также к значительному увеличению калибра орудия. Кроме управляемых боеприпасов, предполагалось использование и обычных снарядов с осколочно-фугасной и кумулятивной начинкой.

Ракета "Шиллейла" наводилась при помощи полуавтоматической системы наведения. Наводчик должен был только удерживать прицельный маркер на цели, а коррекция траектории полёта ракеты осуществлялась автоматически. Пробные пуски были проведены в ноябре 1960 года, а управляемые полеты - в сентябре 1961 года. Результат оказался плачевным: в цель попадало менее одной ракеты из десяти.

Основная причина была на глазах, точнее перед глазами: дым от сгоревшего твердого топлива перекрывал инфракрасный канал управления.

Созданная новая твердотопливная смесь двигателя создавала меньше дыма, и ракета показала уже удовлетворительные результаты, но теперь проявились новые проблемы. Так, например, управление траекторией полета ракеты становился невозможен, если солнце находилось позади (в секторе до 40 градусов) управляющего инфракрасного передатчика, установленного на танке. Искали способ борьбы с этой проблемой долго, и только в августе 1964 года управляемая противотанковая ракета MGM-51 Shillelagh была запущена в ограниченную серию. Масса этой твердотопливной ракеты составила 27 кг, масса БЧ - 6,8 кг, длина - 1,11 м, диаметр - 150 мм, дальность действия - 2 км (чуть позже была увеличена до трех).

Бронепробиваемость кумулятивной боевой части достигала 600 мм стальной брони по нормали. Для подтверждения боевой эффективности ПТУР в феврале 1968 года произвели 112 испытательных пусков, из которых 88 попало в цель (79 %). В связи с использованием абсолютно нового вооружения центром внимания разработчиков стала башня, первый прототип которой был установлен на корпус от M41.

Опытная башня танка XM551 установлена на танк M41



Всего было построено 12 разных вариантов XM551. Уже в июне 1962 года начались заводские испытания, во время которых пришли к единым компоновочным и конструктивным решениям.

12-й вариант танка XM551



Пуск "Шилейлы" с M551



Лёгкий аэромобильный танк M551 Sheridan выполнен по классической схеме. Всё вооружение размещено в трехместной башне. Водитель находится в носовой части корпуса посередине. Его люк, снабженный сдвижной крышкой, расположен в верхней лобовой детали. Наблюдение за окружающей обстановкой в бою он осуществляет через три перископа. При движении по походному крышка люка сдвигалась назад, сиденье поднималось вверх и водитель наблюдал за дорогой высунувшись из люка. В башне трое: командир и наводчик, сидящие справа от пушки, и заряжающий - слева. У командира для наблюдения за боевой обстановкой имеется командирская башенка с круговым обзором через 10 стеклоблоков, у заряжающего - перископ M37 с возможностью поворота на 360°. МТО танка находилась в корме. Поскольку запаса плавучести у танка почти не было, то на корпусе устанавливали специальную водоизмещающую ширму, как на "Шерманах" при высадке в Нормандии в ходе Второй мировой войны.



M551 на плаву

В качестве основного оружия танка M551 взята 152-мм пушка -пусковая установка низкой баллистики (короткоствольная). Калибр был задан размерами управляемой ракеты "Шилейла", а длина орудия - ограничениями по массе. Орудийная система предназначена для пусков как противотанковых управляемых ракет, так и обычных снарядов. Боекомплект составлял 29 снарядов или ПТУР в любых пропорциях (штатно - 10 ракет). С пушкой был спарен пулемет M73/M219 калибра 7,62 мм, позднее замененный на M240, боекомплект - 3000 патронов. На башне был установлен крупнокалиберный M2 Browning с боезапасом на 1000 выстрелов и возможностью ведения зенитного огня.

Бронирование танка из-за ограничений по массе было чрезвычайно слабым. Применение композитной алюминиевой брони не только существенно снизило массу машины, но и обеспечивало исключительно противопульную защиту (7,62 мм) и противоосколочную. Башня была изготовлена из тонкой стальной брони. Только лобовые детали корпуса и башни были потолще и могли выдерживать обстрел из 20-мм пушек.

Двигатель - V-образный 6-цилиндровый дизель жидкостного охлаждения с турбонаддувом 6V-53T, производимый фирмой Detroit Diesel, мощностью всего 300 л.с., но с учётом низкой массы танка (15,83 т) дало отличную тяговооружённость - 19,7 л.с./т. Максимальная скорость движения танка по дорогам достигала 70 км/ч, а на плаву до 6 км/ч. Трансмиссия XGT-250 с четырьмя передачами



Дизель 6V53T в блоке с трансмиссией

переднего и двумя передачами заднего хода. Запас хода по шоссе - 600 км. Серийное производство M551 было начато в 1966 финансовом году, хотя в марте 1966 года специальная армейская команда испытателей пришла к выводу, что такой танк армии не подходит из-за ограничений по безопасному использованию, надежности и ремонтпригодности. Более того, в 1967 в ходе испытания M551 в тропиках были обнаружены проблемы с новыми, выполненными из нитроцеллюлозы гильзами.

В отличие от обычных металлических, эти гильзы, разработанные компанией Picatinny Arsenal, при выстреле сгорали вместе с порохом. Главным недостатком такой гильзы была непрочность: она ломалась, а порох высыпался на пол боевого отделения. Нитроцеллюлоза оказалась гигроскопичной, что приводило к невозможности из-за разбухших стенок гильзы зарядить пушку, а если удавалось зарядить, то гильза полностью не сгорала, а её тлеющие остатки поджигали гильзу следующего выстрела, который заряжающий досылал в пушку. В результате только на испытаниях произошло три несчастных случая.

Проблему решали несколькими путями. По одному из них каждый боеприпас



Транспортировка M551 вертолётom

упаковывали в герметичный пакет, который нужно было снимать перед заряданием. Второе решение заключалось в установке системы продувки казенника после выстрела. Но исполнение этого решения оказалось не очень продуманным - продувку делали при открытом затворе. В результате горящие остатки гильзы оказывались в боевом отделении и могли поджечь остальную боекомплект. В конце концов разработали снаряд M205 с более прочными стенками, а продувку стали делать до открытия затвора. Орудийная система получила новое название M81E1, но к тому времени уже успели изготовить около 700 танков M551, которые отставались на складах в ожидании переоснащения их продувочной системой.

В штатный боекомплект - суммарно 29 снарядов и ракет - окончательно вошли только кумулятивные противотанковые трассирующие снаряды (M409 HEAT-T-MP) и ракеты "Шилейла".

Первые два M551 Sheridan были изготовлены в июле 1966 года, и к ноябрю 1970 года изготовили 1662 танка.

Изначально «Шеридан» разрабатывался применительно к Европейскому театру военных действий. Но его первой войной стал Вьетнам. Прежде чем отправлять легкие танки во Вьетнам были организованы испытания танков M551 в Панаме, имеющей сходный с Индокитаем климат и природные условия. Здесь в дополнение к недоведенности оружия выявились серьезные недочеты в конструкции ходовой части и силовой установки. В условиях жары и повышенной влажности перегревались и выходили из строя двигатели, ненадежно работали система зажигания и противоткатный механизм орудия; надежность ПТУР «Шилейла» стала еще меньше. Военные стали настаивать на замене орудия или хотя бы на внедрении снарядов с обычной металлической гильзой. Замена орудия сулила резкое снижение огневой мощи и танк не смог бы тогда бороться с T-54. Тем не менее, была предпринята попытка установки на M551 76-мм и 105-мм пушек, а с первой «Шеридан» даже проходил испытания.

"Шеридан" со 105-мм орудием



Экспериментальный "Шеридан" с 76-мм пушкой

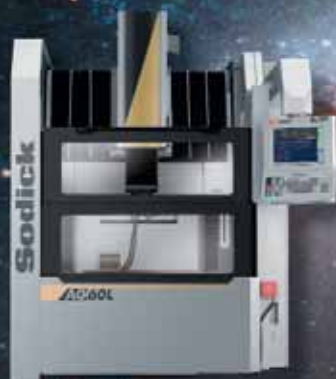
За эти годы на реализацию проекта было потрачено \$1,3 млрд, что на 80 % превысило первоначальный бюджет. Ракет MGM-51 Shillelagh сделали чуть больше 88 тысяч штук, ценой по \$2665 за каждую, что потребовало еще \$235 млн. Столь крупные затраты на этот танк вызвали недовольство законодателей в конгрессе США.

В следующем номере рассказ начнётся с создания лёгких танков в Великобритании

(Продолжение следует.)



Sodick



45000 линейных электроискровых станков в эксплуатации

(свыше **700** в России, Украине и др. государствах
бывшего СССР; на 06.2017 г.)

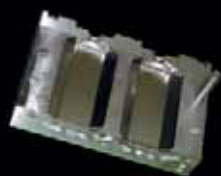
Единственный в мире изготовитель электроискровых (электроэрозионных) станков с проверенными временем плоскопараллельными линейными двигателями (ЛД).

Производство электроискровых линейных станков (станков с ЛД) с 1998 г.

Все линейные станки Sodick, включая самые первые 1998-1999 гг., по настоящий момент сохраняют неизменную точность позиционирования!

Испытанные пятнадцатью годами эксплуатации плоскопараллельные ЛД, разработанные для ЭИ станков, и ЭИ станки, сконструированные специально под плоскопараллельные ЛД. Собственная разработка, опытно-конструкторские работы, а также производство ЛД, Nd-Fe-B магнитов и систем управления для ЛД.

Собственные системы компьютерных ЧПУ, ПО и CAD/CAM.

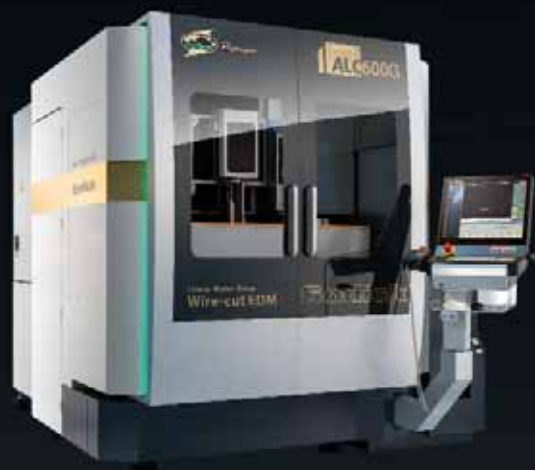


Точность позиционирования:
гарантия 10 лет
Впервые в отрасли!

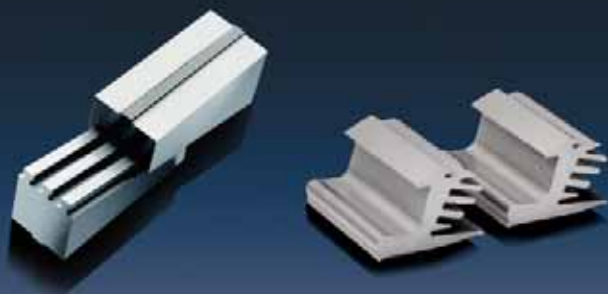
60 лет опыта производства ЭИ станков!

Smart Pulse & Smart Linear

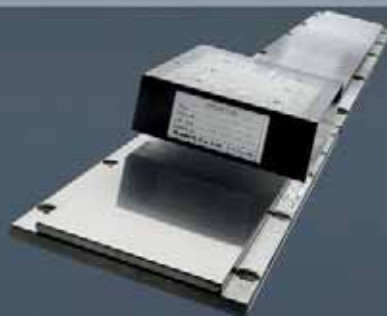
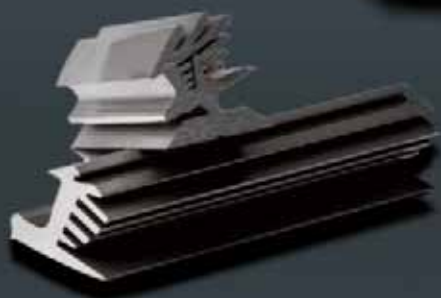
**ЛИНЕЙНЫЕ ЭЛЕКТРОИСКРОВЫЕ
ПРОВОЛОЧНО-ВЫРЕЗНЫЕ СТАНКИ**



**УЛУЧШЕННАЯ
ШЕРОХОВАТОСТЬ**



ALC400G
ALC600G



**ЭИ станки с жесткими
плоско-параллельными
линейными приводами.**

**45 000 ЭИ линейных
станков – с 1998 года.**

Sodick



7 ARGUMENTE
FÜR EINE HERMLE

«Черный пояс» – за выдающуюся культуру производства.

Обработывающие центры, которые доказывают
добросовестность производства.

На фирме Hermle клиенты получают быструю и компетентную поддержку, ценят персонал предприятия, проявляют преданность и доверие по отношению к поставщикам, заботятся об окружающей среде. Такой подход оправдывает себя – не в последнюю очередь, в постоянно высоких показателях. За здоровый рост совместно со всеми, кто в нем участвует.

Больше о добросовестности и культуре нашего предприятия:
hermle6.de

Машиненфабрик Бертольд Хермле АГ, Госхайм телефон: +49 7426/95-0 info@hermle.de

127018, Москва,
ул. Полковая, д. 1, стр. 4.
Тел.: +7 495 627 36 34.
Факс: +7 495 627 36 35.
www.hermle-vostok.ru

